

MAANPUOLUSTUSKORKEAKOULU

ÄLYKKÄÄT MATERIAALIT MUKAUTUVISSA SIIPROFIILEISSA

Kandidaatintutkielma

Kadettikersantti
Tero Janhunen

97. KadK
Ilmasotalinja

Maaliskuu 2013

MAANPUOLUSTUSKORKEAKOULU

Kurssi	Linja
97. Kadettikurssi	Ilmasotalinja
Tekijä	
Kadettikersantti Tero Janhunen	
Tutkielman nimi	
Älykkäät materiaalit mukautuvissa siipiprofiileissa	
Oppiaine, johon työ liittyy	Säilytyspaikka
Sotatekniikka	Kurssikirjasto (MPKK:n kirjasto)
Aika Maaliskuu 2013	Tekstisivuja 30 Liitesivuja 2

TIIVISTELMÄ

Mukautuvien siipiprofiilien avulla lentokoneiden aerodynaamisia ominaisuuksia voidaan parantaa, minkä seurauksena suoritusarvot paranevat ja polttoaineen kulutus vähenee. Hyödyt on tunnettu vuosikymmenten ajan, mutta sopivien rakenteiden ja materiaalien puute on rajoittanut kehitystä: perinteisillä menetelmillä mukautuvista siivistä tulee liian painavia, kalliita ja monimutkaisia. Älykkäät materiaalit ovat materiaaleja, jotka voivat muuttaa muotoaan tai muuta ominaisuuttaan ennalta määritellyllä tavalla ulkoisen ärsykkeen seurauksena, ja niiden avulla mukautuvuus voidaan toteuttaa yksinkertaisemmin, edullisemmin ja kevyemmin. Tässä tutkimuksessa selvitettiin kirjallisuuskatsauksen keinoin, minkälaisia hyötyjä mukautuvuudesta on lentokoneiden suoritusarvoille, sekä minkälaisilla älykkäillä materiaaleilla mukautuvuus voidaan toteuttaa. Todettiin, että mukautuvilla siipiprofiileilla voidaan parantaa nostovoima-vastussuhdetta eri lentonopeuksilla ja näin säästää polttoainetta, parantaa muun muassa kaartokykyä ja nousukykyä, viivyttää sakkauksen alkamista pienellä ja suurella nopeudella ja estää aeroelastisen värähtelyn syntymistä. Älykkäistä materiaaleista tutkittiin muistimetalleja ja erilaisia pietsosähköisiä aktuaattoreita. Molemmilla materiaaleilla todettiin tehdyissä tutkimuksissa riittävä voimantuotto ja poikkeutus sekä todennettiin soveltuvuus lentokonekäyttöön. Tutkimuksista voidaan todeta, että älykkäiden materiaalien hyödyt tulevat selvimmin esiin kevyiden ja verrattain hitaiden lentokoneiden, kuten lennokkien ja miehittämättömien ilma-alusten siivissä – suurissa koneissa ilmapirran dynaamiset voimat ovat liian suuret halutun mukautuksen saavuttamiseksi. Nykyinen suuntaus tukeekin miehittämättömien ilma-alusten teknologista kehitystä ja luo mahdollisuuksia parempaan suorituskykyyn edullisempaan hintaan.

AVAINSANAT

aerodynamiikka, lennokit, lentokoneet, lentotekniikka, lentokoneteollisuus, materiaalitekniikka, miehittämättömät ilma-alukset, muistimetallit, toiminnalliset materiaalit

ÄLYKKÄÄT MATERIAALIT MUKAUTUVISSA SIIPIPROFIILEISSA

SISÄLLYSLUETTELO

1. JOHDANTO	1
1.1. Tutkimuksen tavoitteet, tutkimuskysymykset ja rajaus	3
1.2. Käsitteet ja teoreettinen perusta	5
1.3. Tutkimusmenetelmä	9
2. MUKAUTUVIEN SIIPIPROFIILIEN VAIKUTUS SUORITUSKYKYYN	10
2.1. Suoritusarvotarkastelujen perusta	10
2.2. Polttoainetaloudellisuus	13
2.3. Muut suoritusarvot	15
2.4. Virtauksenhallinta ja sakkaus	16
2.5. Aeroelastinen värähtely	19
3. ÄLYKKÄÄT MATERIAALIT SIIPIPROFIILIN MUKAUTTAJANA	20
3.1. Muistimetallit	20
3.2. Piettosähköiset materiaalit	23
4. ÄLYKKÄÄT MATERIAALIT TULEVAISUUDEN LENTOKONEISSA	26
4.1. Tutkimustulosten yhteenveto	26
4.2. Analyysi	27
4.3. Älykkäiden materiaalien tulevaisuudennäkymät	29
4.4. Jatkotutkimuksen tarve	30

LÄHTEET

LIITTEET

ÄLYKKÄÄT MATERIAALIT MUKAUTUVISSA SIIPIPROFIILEISSA

1. JOHDANTO

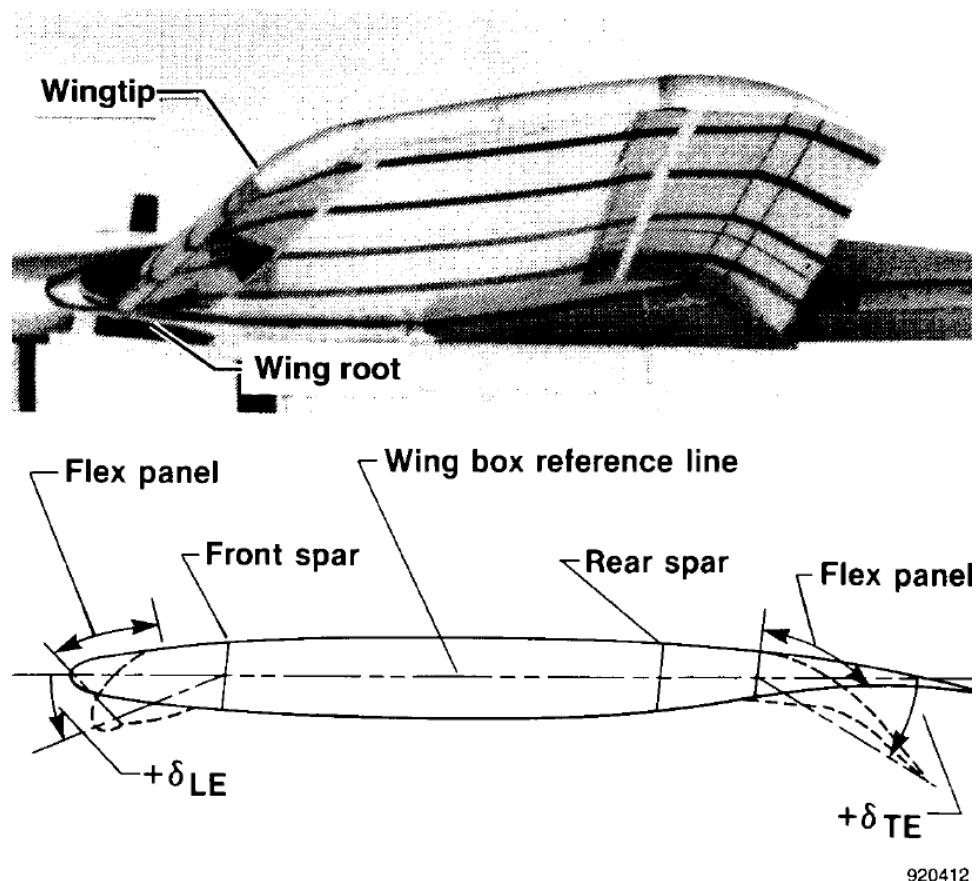
Lentokone on ilmaa raskaampi kulkuneuvo, jolla on oma voimalaite ja jonka ilmassa pysyminen perustuu siiven ja sen ympäri virtaavan ilman välisiin reaktioihin. Lentokoneen tarkoitus on siirtää asioita ilmateitse: kaupallisessa toiminnassa siirretään ihmisiä ja hyödykkeitä mak-
sua vastaan, ja sotilasilmailussa siirretään asevaikutusta, tiedustelu- tai muuta sotilaallista suorituskykyä haluttuun kohteeseen.

Nämä tehtävät halutaan toteuttaa mahdollisimman tehokkaalla tavalla, ja erityisesti polttoai-
netaloudellisuus on ilmailuteollisuuden jatkuvan kehittelyn kohteena. Energiahäviöitä pyri-
tään minimoimaan rakenteiden suunnittelulla, paremmilla lentomenetelmillä ja lisääntyneellä
automaatiolla. Toisaalta sotilaallisissa sovelluksissa saatetaan energiataloudellisuuden sijaan
tavoitella parempia suoritusarvoja, kuten suurempaa kaartokykyä. Molemmissa tapauksissa
kehitystyön motivaattorina on kilpailu: lentoyhtiöt tavoittelevat voittoa pienentämällä kulu-
jaan ja houkuttelemalla halvemmilla lipuilla asiakkaita, kun taas sotilaat pyrkivät vihollista
parempaan suorituskykyyn voidakseen suojella kansallisia intressejä, kuten valtion itsenäi-
syyttä.

Aerodynamiikan lainalaisuudet asettavat lentokoneen suorituskyvyn kehittämiseksi kuitenkin
haasteita: tavanomainen siipi toimii optimaalisesti ainoastaan tietyllä nopeuden ja kohta-
kulman yhdistelmällä. Yleensä siipi suunnitellaankin tyypillisen matkalentonopeuden olosuh-
teisiin [13, s. 92–93]. Esimerkiksi lentoonlähdon ja laskun yhteydessä tällainen siipi joutuu
siis toimimaan optimaalisen alueen ulkopuolella, mikä näkyy suoraan polttoainetaloudelli-
suudessa. Edes matkalentoa lennettäessä ei yleensä päästä täsmälleen halutuille arvoille, kos-
ka kuormaus, painopiste ja lennon pituus vaihtelevat, rakenteissa on valmistuksen ja ikäänty-
misen aiheuttamia poikkeamia ja epäsymmetrioita, ja lennonjohdolliset syyt voivat estää halu-
tun nopeuden ja korkeuden käytön [4]. Jos siipi voisi muuttaa muotoaan kutakin lentotilaa
vastaavaksi, olisi mahdollista saavuttaa kustannussäästöjä tai parempaa suorituskykyä, mah-
dollisesti molempia.

Tämä ajatus ei ole uusi: muotoaan muuttavia siipiä on ideoitu ja kokeiltu ilmailun historiassa useita kertoja [1, s. 823–824], ja nykyaikaisten lentokoneiden laskusiivekkeet ja etureunasolakot ovat tietyssä mielessä siiven muotoa muuttavia järjestelmiä. Rakenteesta erilliset siivekkeet aiheuttavat kuitenkin siiven pintaan rakoja, särmiä ja epäjatkuvuuksia, jotka huonontavat aerodynaamista tehokkuutta [18, s. 5]. Lisäksi laskusiivekkeiden muotoilu on nykyaikaisessa lentokoneessa räätälöity vain juuri lentoonlähtöä ja laskua varten, ja järjestelmän liikeradat ja toimintasekvenssi eivät siksi mahdollista joustavaa hyödyntämistä vaihtelevien lentotilojen ja -arvojen mukaan. Siivekkeiden käyttölaitteet ja vivustot ovat usein myös monimutkaisia, paljon huoltoa vaativia ja painavia. Kehittämällä järjestelmä, joka muuttaa siiven muotoa jatkuvalla tavalla, rikkomatta pinnan sileyttä, saavutetaan polttoainesäästöjä ja ehkäistään virtauksen irtoamista erityisesti suurilla kohtauskulmilla.

Eräs tunnettu esimerkki muotoaan muuttavista siivistä on NASA:n Mission Adaptive Wing -ohjelma, jossa F-111-hävittäjän siivet varustettiin etu- ja jättöreunan taivuttamisen mahdollistavilla toimilaitteilla (kuva 1). Ohjelman tavoitteena oli parantaa koneen aerodynaamista suorituskykyä kaikissa lentotiloissa jatkuvasti mukautuvan siipiprofiilin avulla. [8] Tavoitteet saavutettiin, mutta suuret valmistus- ja käyttökustannukset sekä laitteiston mukanaan tuoma painolisä suhteessa hyötyihin estivät teknologian yleistymisen.



Kuva 1. Mission Adaptive Wing -muuttuvaprofiilinen siipi [8]

Muuttuva nuolikulma on ainoa varsinainen mukautuva siipirakenne, jota on käytetty sarjatuotantolentokoneissa. Muun muassa F-14 Tomcat -ilmaherruushävittäjän käyttämä rakenne mahdollistaa lentokoneen optimaalisen toiminnan sekä hitaassa lennossa että yliaäninopeuksilla. Ratkaisu on tässäkin kallis, monimutkainen ja painava: perinteisillä materiaaleilla ja mekanismeilla toteutettuna mukautumiskyvyn tuomat polttoainesäästöt ja suorituskykyparannukset eivät välttämättä kata kasvaneita kustannuksia.

Materiaaliteknologinen kehitys on herättänyt uutta mielenkiintoa mukautuvia lentokonerakenteita kohtaan, sillä uusilla, älykkäillä materiaaleilla voidaan saada aikaan vastaavia muodonmuutoksia ilman monimutkaisia ja painavia vivustoja ja toimilaitteita. Samaan aikaan tarve mukautumiskyvylle on kasvanut, kun lentokoneiden valmistaminen on käynyt yhä kalliimmaksi, ja yhden lentokoneen on nyt kyettävä toteuttamaan tehtävät, joihin muutama vuosikymmen takaperin saatettiin valmistaa useita eri tarkoituksiin suunniteltuja konetyyppejä [1, s. 827]. Älykkäiden materiaalien tutkimus mahdollistaa uudenlaisten lentokonerakenteiden suunnittelun.

1.1. Tutkimuksen tavoitteet, tutkimuskysymykset ja raja

Tämän tutkimuksen tavoitteena on selvittää älykkäiden materiaalien käyttöä lentotilan perusteella mukautuvissa siipiprofiileissa, sekä kartoittaa mukautuvien siipiprofiilien avulla saavutettavia hyötyjä lento-ominaisuuksien kannalta. Tarkoitus on arvioida älykkäiden materiaalien soveltuvuutta tulevaisuuden lentokoneiden lento-ominaisuuksien parantajana. Maanpuolustuskorkeakoululla ei aiheesta ole tehty aiempaa tutkimusta, eikä muullakaan ole aiheesta tietävästi koskaan käsitelty suomeksi.

Tutkimus jakautuu tähän johdantolukuun, kahteen tutkimuslukuun, jotka vastaavat omiin erillisiin kysymyksiinsä, sekä yhdistelmäluukuun, jossa tutkimustulokset esitellään ja analysoidaan. Ensimmäinen tutkimuskysymys on, minkälaisia suorituskyvyllisiä hyötyjä voidaan saavuttaa muuttuvilla siipiprofiileilla. Alatutkimuskysymyksinä on, miten mukautuva profiili vaikuttaa lentokoneen vastuspolaariin ja sitä kautta polttoainetaloudellisuuteen eri lentotiloissa, ja onko muuttuvaprofiilisella siivellä mahdollista aikaansaada muitakin suorituskykyhyötyjä, kuten virtauksenhallintaa ja sakkauksen viivyttämistä tai aeroelastisten ilmiöiden kuten flutterin hallintaa. Tässä kohdassa ei vielä tarkastella sitä, millä tavoin muodonmuutos käytännössä saadaan aikaan.

Toinen tutkimuskysymys on, minkälaisia älykkäitä materiaaleja on valittu käytettäväksi siipi-profiilin muodonmuutoksen suorittamiseksi. Alatutkimuskysymyksinä on, miten valitulla materiaalilla aikaansaadaan aktuaatio ja haluttu muodonmuutos siipiprofiilissa, ja ovatko saavutetut muodonmuutokset riittäviä ja materiaalien ominaisuudet soveltuvia lentokonekäyttöön.

Yhdistelmäluvussa tarkastellaan tutkimuksen tuloksia sekä arvioidaan tulosten merkittävyyttä tulevaisuuden lentokoneteollisuuden kannalta. Luvussa pohditaan myös älykkäiden materiaalien käyttöön liittyviä haasteita ja jatkotutkimuksen tarpeita, kuten materiaalien integrointia osaksi koneen rakennetta ja toimintavarmuuteen liittyviä ongelmia vaihtelevissa ympäristöoloissa. Tarkoituksena on muodostaa käsitys älykkäitä materiaaleja hyödyntävien lentokonerakenteiden toteuttamiskelpoisuudesta tuoreimman tutkimuksen valossa.

Tässä tutkimuksessa käsitellään lentokoneita, mukaan lukien miehitetyt ja miehittämättömät kiinteäsiipiset ilma-alukset, joten tarkastelun ulkopuolelle jäävät esimerkiksi helikopterit ja ohjukset – näidenkin aerodynaamista suorituskykyä voidaan parantaa mukautuvilla rakenteilla, mutta suunnittelun haasteet ovat osittain lentokoneista eroavat. Lisäksi tarkastelu rajoittuu siiven profiiliin, kuten käyristyksen tai paksuuden muodonmuutoksiin, koska näissä kohteissa älykkäiden materiaalien hyödyntäminen on kaikista lupaavinta ja myös tutkituinta. Ulkopuolelle rajataan siis siiven tasomuodon muutokset eli nuolikulman muutos, kärkivälin muutos ja jänteen muutos, sekä siiven kääntäminen pois tasostaan, eli V-kulman muuttaminen ja siiven taittaminen ja taivuttaminen kärkivälin suunnassa. Myös näillä muodonmuutoksilla saadaan aikaan suorituskykyparannuksia, jopa huomattavia, mutta niiden toteuttamisessa älykkäät materiaalit eivät tarjoa samanlaisia mahdollisuuksia, joten tyypillinen toteutus on edelleen konventionaalinen.

Viime kädessä tutkimuksen tarkoituksena on tuottaa hyödyllinen yhteenveto ja arvio älykkäiden materiaalien tulevaisuudennäkymistä lentokoneen aerodynaamisen suorituskyvyn parantajina. Tutkimuksen seurauksena voidaan tehdä arvio siitä, millä tavalla resursseja kannattaa seuraavaksi kohdistaa: ovatko älykkäitä materiaaleja hyödyntävät konseptit niin valmiita, että niiden laajempi käyttöönotto voisi tulla kyseeseen, vai muodostavatko ratkaisemattomat ongelmat edelleen liian suuren esteen.

1.2. Käsitteet ja teoreettinen perusta

Tässä osiossa määritellään tutkimuksessa käytettävät käsitteet sekä esitellään aihepiiriä lyhyesti. Kaikille termeille ja käsitteille ei ole yksiselitteistä määritelmää, koska monet ilmiöt ovat luonteeltaan jatkumoit – esimerkiksi konventionaalisen ja älykkään materiaalin välille ei voida lausua yksikäsitteistä rajaa. Niinpä käsitteiden määrittäminen ja avaaminen on välttämätöntä, jotta tutkimuksen lukija ja kirjoittaja keskustelisivat samoista asioista. On huomattava, että jossain toisessa tutkimuksessa samat käsitteet saatetaan määritellä hieman eri tavoin.

Osalla tutkimukseen liittyvistä käsitteistä ja termeistä ei vaikuta olevan vakiintunutta suomenkielistä vastinetta, jolloin sanoille on pyritty löytämään luontevat suomennot. Vastaa-va englanninkielinen termi on liitetty käsitteen määrittelyn yhteyteen, jotta tiedonhaku ja assosiaation luominen kirjallisuuteen – joka on pääosin englanninkielistä – olisi helpompaa.

Älykäs materiaali (*smart material*) eli funktionaalinen materiaali on materiaali, jonka jotain ominaisuutta voidaan muuttaa ennalta määritellyn ärsykkeen avulla. [5, s. 3] Tällainen ärsyke voi olla esimerkiksi kuumentaminen tiettyyn lämpötilaan, tietynsuuruisen sähkövirran johtaminen materiaalin läpi, tai materiaalin altistaminen magneettikentälle. Selkeää rajaa tavanomaisen ja älykkään materiaalin välille on vaikea tehdä, koska esimerkiksi kaikilla metalleilla tapahtuu lämpölaajenemista, joten rautatangonkin kuumentaminen tiettyyn lämpötilaan aikaansaa tietyn pituuden muutoksen. Älykkäillä materiaaleilla nämä muutokset ovat kuitenkin etukäteen ohjelmoitavissa ja räätälöitävissä. Lisäksi näihin muutoksiin liitetään totunnaisesta poikkeava toiminta, esimerkiksi materiaalin lyheneminen kuumennettaessa. Tutkimuksissa ja kirjallisuudessa älykäs-termiä käytetään löyhästi viittaamaan uudehkoihin materiaaleihin, joilla havaitaan jokin epätyypillinen vaste ulkoiseen ärsykkeeseen.

Mukautuva rakenne (*morphing structure*) tai muotoaan muuttava rakenne viittaa tässä tutkimuksessa rakenteeseen, erityisesti siipeen, jolla on kyky muuttaa avaruudellista muotoaan tai asentoaan tarkoituksenmukaisesti. Muodon muuttuessa siiven pinnanmuodot säilyvät jatkuvina ja sileinä, eikä mukautuminen synnytä pintaan rakoja tai teräviä reunoja. Mukautuminen voidaan toteuttaa joko perinteisillä mekaanisilla järjestelmillä tai älykkäiden materiaalien avulla.

Siipiprofiili (*airfoil; airfoil profile; wing profile*) viittaa siiven ilmapvirtauksen suuntaisen poikkileikkauksen muotoon [13, s. 81]. Tarkemmin ottaen siipiprofiileja luonnehditaan niiden paksuuden (*thickness*) ja käyristyksen (*camber*) mukaan. Profiilin muodolla on suuri vaikutus siiven aerodynaamisiin ominaisuuksiin. Paksu ja runsaasti käyristetty siipi tuottaa pienilläkin virtausnopeuksilla paljon nostovoimaa, mutta samalla myös paljon vastusta. Ohuen, suoran siiven nostovoimakertoin on pienempi, mutta vastus on pienempi. Ensimmäinen tyyppi soveltuu verrattain hitaisiin yleisilmailukoneisiin, kun taas jäljempi malli on käytössä nopeissa lentokoneissa.

Perinteisesti siiven profiilimuoto saadaan aikaiseksi siipisalkoon kiinnittyvillä siipikaarilla, joiden ympärille siiven pintalevyt kiinnitetään niiden muotoa mukaillen [16, s. 1]. Nämä siipikaaret eivät voi muuttaa muotoaan, ja näin ollen siiven profiilimuotokin on aina sama. Siksi profiilin nostovoima–vastus-suhde on optimaalinen yhdellä ainoalla lentonopeudella – yleensä lähellä matkalentonopeutta [15, s. 45]. Kaikilla lennoilla joudutaan kuitenkin useasti käyttämään nopeuksia, jotka ovat tämän optimaalisen pisteen ulkopuolella, jolloin polttoainetta kuluu enemmän [1]. Toisaalta saatetaan joutua tekemään muitakin kompromisseja, jos yhteen lentotilaan valittu profiilimuoto aiheuttaisi vaarallisia lento-ominaisuuksia jossain toisessa vaiheessa lentoa.

Siiven tasomuoto (*wing planform*) kuvaa siiven muotoa ylhäältä tai alhaalta katsottuna. Siiven tasomuotoa kuvaillaan muun muassa käsitteillä kärkiväli (*span, wingspan*), jänne (*chord*), nuolikulma (*wing sweep*) ja trapetsisuus (*taper ratio*). [13, s. 112–113] Tämän tutkimuksen painopiste ei ole tasomuodon mukauttamisessa, koska älykkäät materiaalit eivät tarjoa tällä alalla yhtä lupaavia sovellusmahdollisuuksia, mutta ne mainitaan tässä täydellisyyden vuoksi.

Muodonmuutos pois tasosta (*out-of-plane transformation*) tarkoittaa muutosta, jossa siiven asento muuttuu edestä tai takaa katsoen [1, s. 826]. Yksi tällaista asentoa kuvaileva käsite on V-kulma (*wing dihedral*). Myös näitä ominaisuuksia tutkitaan aerodynaamisen tehokkuuden parantamisessa, mutta älykkäät materiaalit eivät tälläkään alalla ole ensisijainen toteutusvaihtoehto.

Suoritusarvot (*performance*) ovat lentokoneen tehtävän suorittamiseen liittyvät kvantitatiiviset mitat. Mitä suoritusarvoja tarkastellaan, riippuu lentokoneen tehtävästä. [13, s. 319] Liikennekoneille niitä ovat esimerkiksi polttoaineen kulutus, suurin mahdollinen hyötykuorma ja toimintamatka, kun taas hävittäjäkoneissa keskeisiä arvoja ovat muun muassa suurin kuormituserroin, paras hetkellinen ja jatkuva kaartokyky sekä aselastin määrä. Miehitämättömän tiedustelulennokin tapauksessa mitataan usein pisintä toiminta-aikaa.

Tämän tutkimuksen painopiste on niissä suoritusarvoissa, joihin voidaan suoraan vaikuttaa siipiprofiilin mukauttamisella. Tällaisia keskeisiä suoritusarvoja ovat paras nostovoimavastus-suhde (*best lift-to-drag ratio*), polttoaineen kulutus, suurin lentonopeus, sakkauskohauskulma, kaartokyky, nousukyky, pisin lentomatka ja lentoaika.

Lento-ominaisuudet (*flying characteristics*) on lakea käsite kaikelle lentokoneen käyttäytymiselle ohjaajan näkökulmasta. Lento-ominaisuuksiksi voidaan ymmärtää esimerkiksi ohjaintuntuma ja vasteet ohjainliikkeisiin: lentokoneella sanotaan olevan hyvät lento-ominaisuudet, kun sen käyttäytyminen eri lentotiloissa on johdonmukaista ja lentäjälle intuitiivista – toisin sanoen kone ei tee mitään ”yllättävää”. Tämä ei ole itsestäänselvyys, koska yksinkertaisimman ilma-aluksen lentäminen ja ohjaaminen perustuu useisiin keskenään vuorovaikuttaviin aerodynaamisiin ja mekaanisiin voimiin ja momentteihin, eikä suunnitteluvaiheessa kyetä yleensä ennakoimaan kaikkien ilmiöiden yhteisvaikutuksia.

Sakkausominaisuudet ovat yksi keskeisimmistä lento-ominaisuuksista. Sakkauksesta halutaan aina hyvin ennakoitava ja rauhallinen tapahtuma: tavoitteena on, että sakkauksen alkaessa koneen ohjattavuus voidaan säilyttää eikä sakkaus aiheuta rajuja asennon muutoksia. Lisäksi kone on välittömästi voitava oikaista sakkauksesta. Perinteisessä siivessä tämä voidaan toteuttaa esimerkiksi siten, että siiven kärjessä asetuskulma on pienempi kuin tyvässä, jolloin sakkaus alkaa tyvestä. Tällöin kone ei pääse kallistumaan rajusti ja siivekkeillä voidaan edelleen ohjata konetta. Tällainen siipien kiertäminen aiheuttaa kuitenkin aerodynaamisia häviöitä, kun millään lentonopeudella profiilimuoto ei ole optimaalinen koko kärkivälin matkalla – mukautuvassa siivessä profiili voitaisiin valita lentotilaa vastaavaksi, ja sakkausominaisuuksia parantavat profiilimuutokset voitaisiin valita otettavaksi käyttöön vasta lennettäessä riittävän lähellä sakkauskohtauskulmaa.

Toimilaite (*actuator*) eli käyttölaite tai aktuaattori on jotain mekanismeista säätelevä ja liikuttelva laite. Tavanomaisissa lentokoneratkaisuissa toimilaite on jonkinlainen sähkömoottori tai hydraulisylinteri, joka muuttaa varastoitua energiaa liikkeeksi ja työksi, vaikkapa laskusiivekkeen saamiseksi ulos. Perinteiset toimilaitteet ovat verrattain monimutkaisia ja painavia laitteita, ja esimerkiksi mukautuvan siipiprofiilin toteuttaminen perinteisillä aktuaattoreilla ja vivustoilla olisi todennäköisesti niin painava ratkaisu, että aerodynaamisen tehokkuuden paraneminen ei kompensoisi lisääntyneen massan aiheuttamaa kulutuksen kasvua. Entisestään lisääntynyt monimutkaisuus myös lisää viikaherkkyttä ja huollon tarvetta.

Älykkäillä materiaaleilla toteutetut toimilaitteet voisivat mahdollisesti ratkaista suuren osan näistä haasteista: ehdotetut rakenteet ovat yksinkertaisia ja kevyitä perinteisiin ratkaisuihin verrattuna. Korvaamalla perinteiset järjestelmät älykkäillä aktuaattoreilla voidaan samanaikaisesti saavuttaa aerodynaamisia hyötyjä että säästöjä alentuneen lentopainon myötä.

Lennon profiili (*mission profile*) kuvailee niitä olosuhteita, jotka lentokone käy läpi yhden lennon aikana. Tarkasteltavia arvoja ovat esimerkiksi ilmanopeus, lentokorkeus ja ilman tiheys, ulkolämpötila ja äänen nopeus lennon eri vaiheissa, kuten lentoonlähdössä, nousussa, matkalennossa liu'ussa, laskussa tai vaikkapa taistelukosketuksessa. Lennon profiilin tarkastelun tarkoituksena on antaa perusteet lentokoneen suunnitteluun. Suunnittelun lopputuloksena syntyvä lentokone on kompromissi, jotta se suoriutuu jokaisesta lennon osasta jotenkuten ja varsinaisesta päätehtävästäänkin mahdollisimman hyvin. [1] Erityisesti sotilaallisilta soveltuksilta kysytään nykyään suurta sopeutumiskykyä: yhden ja saman lentokoneen on kyettävä suorittamaan laaja kirjo erinäköisiä tehtäviä pommituksesta hävittäjätorjuntaan ja tiedustelukuvauksesta elektroniseen häirintään. Kaikilla näillä lentotehtävillä on erilainen profiili, mistä syystä aerodynaaminen mukautumiskyky on käytännössä välttämätön.

Aeroelastiikka (*aeroelasticity*) tutkii ilmapinnan aerodynaamisten ja lentokoneen rakenteen elastisten voimien vuorovaikutusta. Tutkittavia kohteita ovat muun muassa rakenteiden taipuminen ja muodonmuutokset ilmapinnassa eri lentotiloissa ja eri nopeuksilla, sekä aeroelastinen värähtely eli flutteri. [13, s. 202] Ollakseen käytännössä käyttökelpoinen on mukautuvan siiven kyettävä saavuttamaan optimaalinen muoto useissa lentotiloissa vaihtelevista olosuhteista riippumatta. Flutterinopeus tarkoittaa sitä ilmanopeutta, jossa ilmapinnan voima alkaa ylläpitää lentokoneen rakenteen elastista värähtelyä eli syntyy niin sanottu flutteritila [13, s. 316]. Flutteri on siiven rakenteille erittäin rasittavaa ja johtaa vaimenemattomana nopeasti rakenteen hajoamiseen. Flutteri onkin eräs suurinta sallittua ilmanopeutta rajoittava tekijä [13, s. 315]. Älykkäät materiaalit tarjoavat mahdollisuuden säädellä rakenteen jäykkyyttä, jolloin myös flutteri-ilmiön alkamista voidaan viivyttää.

1.3. Tutkimusmenetelmä

Käytetty tutkimusmenetelmä on kirjallisuusselvitys, ja tutkimus on luonteeltaan toteutettavuustutkimuksen kaltainen: tutkimuksen tarkoituksena on antaa suuntaviivoja tutkimus- ja tuotantoresurssien kohdistamiselle tulevaisuudessa. Kirjallisuusselvitys on soveltuva menetelmä, kun tavoitteena on tuottaa kokoava katsaus valittuun aihepiiriin. Käytössä olevien resurssien puitteissa empiirinen tutkimus ei tule kyseeseen.

Materiaali on kerätty pääosin Internetistä aineistohauilla sekä hyödyntämällä tutkimusten ja raporttien lähdeluetteloita. Hakuja tehtiin suomen- ja englanninkielisillä avainsanoilla. Aihe on suhteellisen tuore ja materiaali on pääosin englanninkielistä, suomeksi on saatavilla materiaaliopin ja aerodynamiikan perusteoksia. Näin ollen tämä tutkimus on tarkoitettu myös yhdeksi suomenkieliseksi avaukseksi kyseiseen aihepiiriin.

2. MUKAUTUVIEN SIIPIPROFIILIEN VAIKUTUS SUORITUSKYKYYN

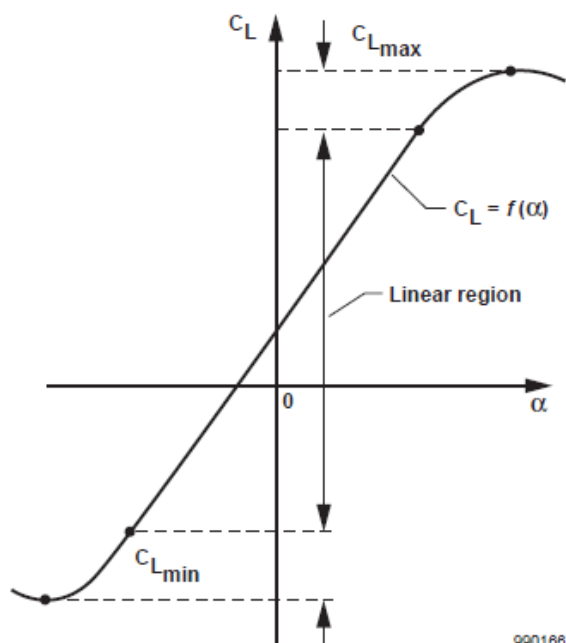
Tässä luvussa tarkastellaan siipiprofiilin optimoimista vastaamaan erilaisia lentotiloja ja lento-olosuhteita. Tarkoitus ei ole tässä luvussa paneutua siihen, minkälaisella materiaalilla mukauttaminen toteutetaan, vaan käsitellä teoriassa siipiprofiilin vaikutuksia suorituskykyyn.

2.1. Suoritusarvotarkastelujen perusta

Lentokoneen synnyttämää nostovoimaa voidaan kuvata yhtälöllä

$$L = qSC_L, \quad (1)$$

jossa L on nostovoima, q on virtauksen dynaaminen paine, S on nostovoimaa synnyttävän pinnan pinta-ala ja C_L on nostovoimakerroin. [13, s. 70]. Nostovoimakerroin riippuu useista muuttujista, mutta erityisesti kohtauskulmasta. Pienillä kohtauskulmilla siipi toimii tehokkaasti ilmavirran taivuttajana ja tuottaa runsaasti nostovoimaa, ja mitä enemmän ilmavirtaa taivutetaan eli mitä suurempi on kohtauskulma, sitä enemmän nostovoimaa syntyy. Liian suurella kohtauskulmalla virtaus häiriintyy ja nostovoimakerroin pienenee – siipi sakkaa. Kohtauskulman ja nostovoimakerroimen välinen yhteys on esitetty kuvassa 2.



Kuva 2. Nostovoimakerroin kohtauskulman funktiona [4]

Kuvaajassa kohtauskulma on asetettu x-akselille ja nostovoimakerroin y-akselille. Kuvaajasta nähdään, että kohtauskulman arvolla nolla nostovoimakerroin on positiivinen – tämä on tyyppillistä kaikille käyristetyille siiville, kun kohtauskulma määritellään etu- ja jättöreunan väliin piirretyn janan ja ilmapirran välisenä kulmana.

Kuvaajasta nähdään myös nostovoimakertoimen ääriarvot C_{Lmin} ja C_{Lmax} . Näitä vastaavilla kohtauskulmilla siipi tuottaa maksimaalisen määrän nostovoimaa joko ylös- tai alaspäin. Ylitettäessä C_{Lmax} :ia vastaava kohtauskulma siipi alkaa menettää kykyään taivuttaa ilmapirtaa ja sanotaan, että siipi sakkaa – vastaavasti alitettaessa C_{Lmin} :n kohtauskulma puhutaan selkäsakauksesta.

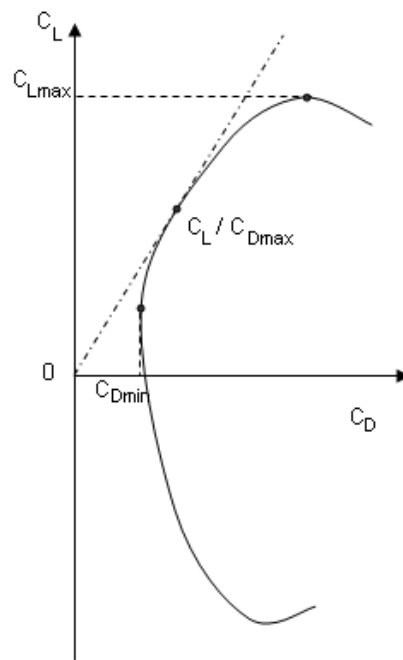
Tietyllä välillä kohtauskulman nolla läheisyydessä nostovoimakerroin on kohtauskulman lineaarinen funktio. Tällöin siiven ja ilman välillä tapahtuvat reaktiot ovat verrattain säännöllisiä ja hyvin ennustettavia. Kaikki siivet käyttäytyvät likimain kuvan 1 esittämällä tavalla, kun nopeus ei ole kovin suuri. Lähellä äänennopeutta puristuvuusilmiöt aiheuttavat muutoksia virtaukseen.

Lentokoneen vastus kuvataan samankaltaisella yhtälöllä

$$D = qSC_D, \quad (2)$$

jossa D on vastus ja C_D on vastuskerroin [13, s. 70]. Vastuskertoimen arvot määräytyvät kahdesta erillisestä vastuslajista, profiilivastuksesta ja indusoidusta vastuksesta. Profiilivastus syntyy ilmapirran ja pintojen välisestä kitkasta sekä koneen etu- ja takaosien välille syntyvästä paine-erosta. Indusoitu vastus on taas nostovoiman tuottamisen yhteydessä syntyvää vastusta, kun kaikkea siiven ilmalle antamaa liikemäärää ei saada hyödynnettyä koneen nostamiseksi, vaan energiaa kuluu tarpeettomiin virtauksiin kuten kärkipyörteisiin. Indusoidun vastuksen osuus vastuskertoimen arvosta riippuu täysin tuotetun nostovoiman määrästä – jos nostovoimaa ei tuoteta lainkaan, on indusoitu vastuskin nolla, ja vastus koostuu puhtaasti profiilivastuksesta. Vastaavasti suurilla nostovoimakertoimen arvoilla indusoidun vastuksen osuus kasvaa merkittäväksi.

Nostovoimakertoimen ja vastuskertoimen välille voidaan määrittää relaatio, jossa esitetään vastuskertoimen arvot, kun nostovoimakertoimen arvoa muutetaan. Tästä yhteydestä piirrettyä kaaviota nimitetään vastuspolaariksi, ja se on hyvin keskeinen tapa karakterisoida lentokoneen aerodynaamista suorituskykyä. [13, s. 175] Tyypillinen vastuspolaari on esitetty kuvassa 3. Vastuspolaarista voidaan määrittää esimerkiksi se piste, jossa nostovoimakertoimen ja vastuskertoimen suhde on suurimmillaan, C_L/C_{Dmax} . Tällöin nostovoiman tuottaminen on energieteisesti kaikista taloudellisinta. Edelleen voidaan selvittää optimaalinen ilmanopeus: määritetylle C_L :n arvolle etsitään sellainen dynaaminen paine q , jolla nostovoima riittää vaakalennon säilyttämiseen.



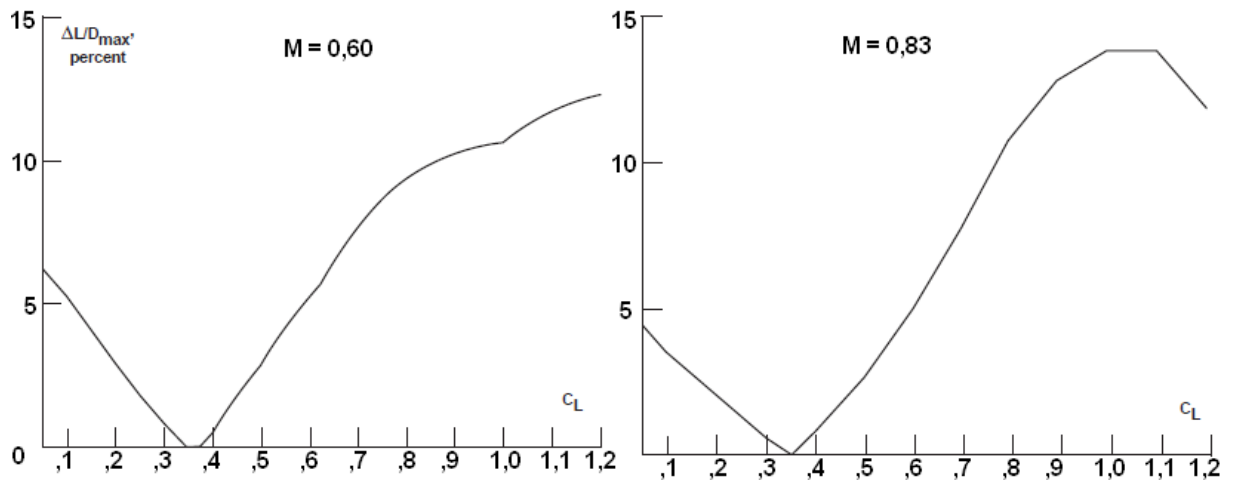
Kuva 3. Vastuspolaari [4]

Vastuspolaarista nähdään myös, että nostovoiman kasvattaminen johtaa aina myös vastuksen kasvamiseen. Vastuskerroin saavuttaa pienimmän arvonsa C_{Dmin} yleensä nostovoimakertoimen arvolla nolla, koska tällöin indusoitua vastusta ei synny lainkaan ja vastus on puhtaasti profiilivastusta. Profiilivastuksella on kuitenkin myös pieni kohtauskulmariippuvuus, mistä johtuen pienintä vastusta vastaava kohtauskulma voi olla hieman nolasta eroava. Vastuspolaarin muoto määräytyy siiven profiilimuodosta, ja profiilin muuttaminen muokkaa myös polaaria. Näin ollen profiilia muuttamalla voidaan siirtää esimerkiksi optimaalisen ilmanopeuden pistettä niin, että vastus voidaan minimoida mille tahansa halutulle nopeudelle. Pienemmän vastuksen myötä työntövoimaa tarvitaan vähemmän saman nopeuden ylläpitämiseen, mikä suoraan merkitsee polttoaineen kulutuksen pienenemistä.

2.2. Polttoainetaloudellisuus

NASA suoritti 1990-luvun lopussa koelentoja ja laskelmia laajarunkoisen L-1011-kuljetuskoneen vastuspolaarin optimoimiseksi. Tutkimuksen tavoitteena oli mukauttaa koneen siipiprofiilia tai sen osaa erilaisissa lentotiloissa niin, että kulloinkin saavutetaan pienin mahdollinen vastusvoima. Teoreettisissa laskelmissa optimaalisinta vastuspolaaria etsittiin olettamalla, että kaikkien jättöreunan ohjainpintojen asentoa voidaan muuttaa siivekkeiden tapaan alaspäin kääntämällä: tämä simuloi muuttuvaa siipiprofiilia. [4] Tällainen järjestelmä on kaikista yksinkertaisin toteuttaa olemassa oleviin lentokoneisiin ja lisäksi tarkastelu on matemaattisesti kevyempi kuin tutkittaessa kaikkien ohjainpintojen yhteisvaikutusta. Koelentoja varten lentokoneen ulommat ohjainsiivekkeet, joita normaalisti käytetään kallistusohjaukseen pienillä nopeuksilla, modifioitiin siten, että mittausjärjestelmä kykeni liikuttamaan niitä symmetrisesti ja näin muuttamaan siiven profiilia siivekkeen kohdalta. Näin ollen koko siiven matkalta profiilia ei voitu optimoida, mutta kokeen onnistumisen kannalta tämä järjestely oli kuitenkin riittävä. [9] Polttoainesäästöjä ei tässä kokeessa tavoiteltu tai mitattu, vaan tarkoituksena oli todentaa siipiprofiilin optimointiin tarkoitetun järjestelmän toteutus ja toiminta.

L-1011-koneen vastuksen matemaattisessa optimoinnissa määritettiin kaikki mahdolliset vastuspolaarit jättöreunan ohjainpintojen poikkeutuskulman funktiona. Ensin kehitettiin vastuksen yleinen matemaattinen malli kuljetuskoneen siivelle: malli sisälsi siipiprofiilin muodon lisäksi aaltoilmiöiden vaikutukset suurilla Machin luvuilla, tarvittavien trimmausmuutosten aiheuttaman trimmausvastuksen kasvun korkeusperäsimellä sekä korjauskertoimen, jolla mallia voitiin täsmentää tuulitunnelista saatavilla mittaustiedoilla. Tämän jälkeen saatavilla olevista L-1011:n tiedoista ratkaistiin mallin tarvitsemat parametrit, ja ne sijoitettiin mallin yhtälöihin. Tämän jälkeen ratkaistiin vastuspolaarien käyräparvet kahdella eri Machin luvulla: Mach 0,60 valittiin edustamaan matkanousu- ja matkaliukunopeutta, ja Mach 0,83 valittiin kuvaamaan tyypillistä matkalentonopeutta. Sitten käyriä verrattiin alkuperäiseen vastuspolaariin, minkä perusteella voitiin määrittää suurimmat saavutettavat parannukset parhaaseen nostovoima-vastussuhteeseen L/D_{MAX} prosentteina. [4] Tulokset on esitetty kuvassa 4.



Kuva 4. Suhteellinen L/D_{max} -parannus C_L :n funktiona eri Machin luvuilla [4]

Kuvaajista nähdään, että nostovoimakertoimen arvolla $C_L \approx 0,35$, joka on lähellä tyypillistä matkalentoarvoa, profiilin muuttamisella ei saavuteta lisähyötyä. Tällöin optimaalisin profiili on siiven alkuperäinen profiili, koska se on suunniteltu tyypillisiä matkalentoarvoja silmällä pitäen. Toisaalta kuvaajista nähdään myös, että muuttuva siipiprofiili parantaa suorituskyykyä sitä enemmän, mitä kauempana suunnitelluilta matkalentoarvoilta ollaan. Hyötyjä saavutetaan myös matkalento-olosuhteissa, sillä käytettävän nostovoimakertoimen arvo vaihtelee monien tekijöiden mukaan jopa saman lennon aikana, ja hyvin harvoin on mahdollista valita täsmälleen optimaaliset lentoarvot. Molemmilla Machin luvuilla arvioitiin L-1011:n L/D -parannuksen olevan matkalennossa 1–3 prosentin luokkaa, mikä merkitsee likimäärin samansuuruista polttoainesäästöä. Nousussa ja liu’ussa, kun C_L on suurempi, hyöty voi olla yli neljä prosenttia. Polttoaineen säästämisen sijaan voidaan myös käyttää suurempaa lentonopeutta, ottaa enemmän hyötykuormaa, tai pysyä ilmassa kauemmin. [4, s. 15–16]

Suurimmat hyödyt – yli 10 prosenttia – saavutettiin alueella, jotka eivät kuljetuskoneille ole käyttökelpoisia. Edellä esitetty laskentaperiaate soveltuu kuitenkin myös esimerkiksi hävittäjien suorituskyykyjen tutkimiseen [4, s. 16]. Hävittäjän kaartokyvyn kannalta on hyvin olennaista, kuinka paljon energiaa hukataan tiukassa kaarrossa – häviävä energia on korvattava moottorin tekemällä työllä, ja mitä pienempi on energiahäviö, sitä jyrkemmän kaarron kone kykenee jatkuvasti säilyttämään. Lisäksi erityisesti Mach 0,60:n kuvaajasta voidaan vetää joitakin johtopäätöksiä koskien alisoonisten lentokoneiden suorituskyykyä yleensä, sillä tässä nopeudessa aaltoilmiöt eivät vielä ole kovin merkittäviä. Tarkempia numeerisia arvoja varten parametrit on kuitenkin asetettava kunkin kone- ja siipityypin mukaisiksi.

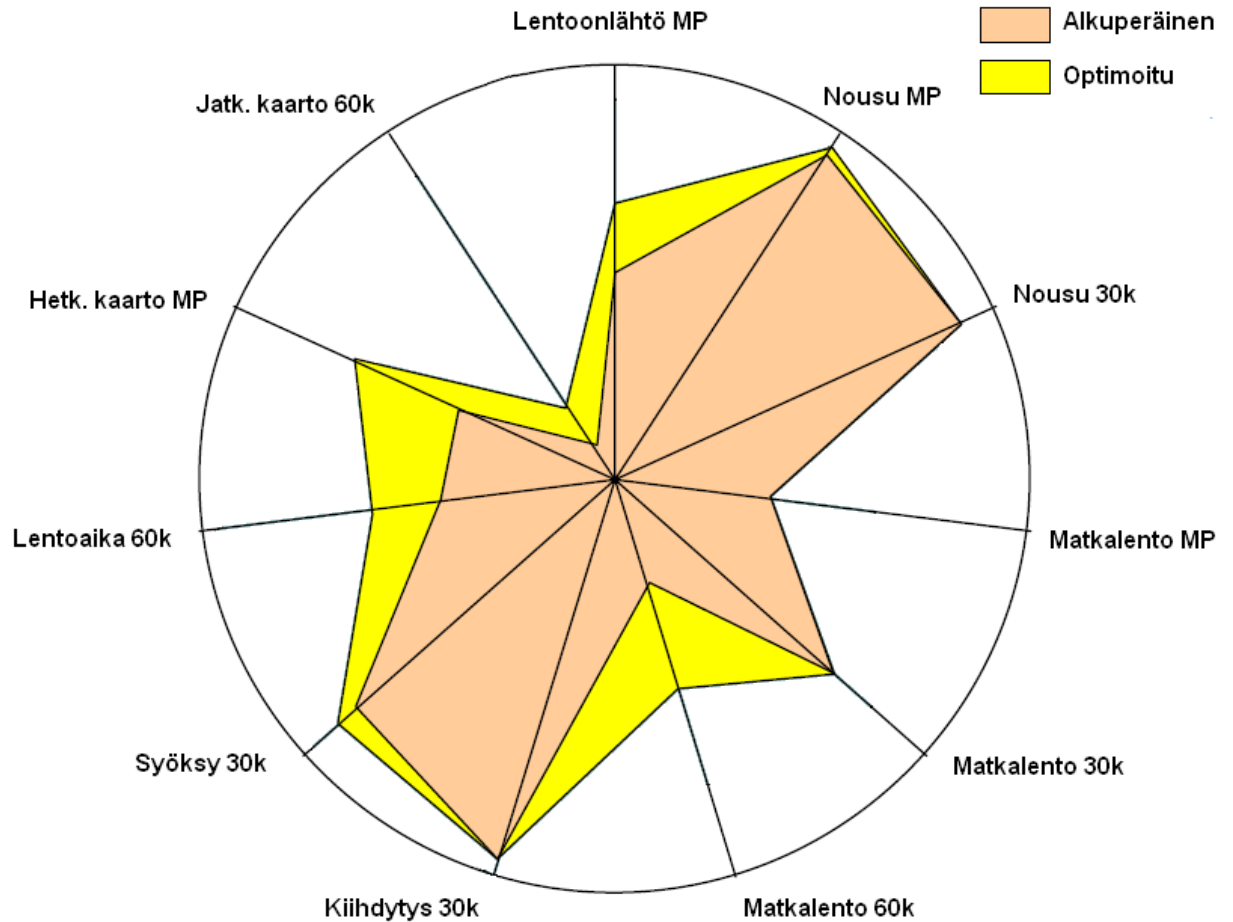
2.3. Muut suoritusarvot

Vuonna 2004 Kaliforniassa pidetyssä ilmailualan konferenssissa esiteltiin tutkimus, jossa BQM-34 Firebee -maalilennokin suorituskykyä simuloitiin laskennallisen virtausdynamiikan keinoin. Lennokille määriteltiin yksitoista eri suoritusarvoa, joista kullekin laskettiin optimaalinen siipiprofiili sekä siitä saatava hyöty alkuperäiseen NACA 0014 -siipeen verrattuna. Optimoitavat suoritusarvot olivat lyhin aika lentoonlähtönopeuteen, paras nousunopeus merenpinnan korkeudella ja 30 000 jalassa, paras lentomatka merenpinnassa, 30 000 ja 60 000 jalassa, paras kiihtyvyys 30 000 jalassa, suurin lentonopeus 30 000 jalassa, pisin lentoaika 60 000 jalassa, suurin hetkellinen kaartokyky merenpinnan tasalla sekä suurin jatkuva kaartokyky 60 000 jalassa. [7] Nämä suoritusarvot muodostavat hyvin edustavan otoksen lentokoneilta vaadittavista suorituskyvyistä.

Profiilien optimointi suoritettiin HyPerComp-yhtiön supertietokoneella, jossa profiilien geometria määriteltiin yhdellätoista parametrilla. Parametrit optimoitiin kunkin suoritusarvon suhteen määrättyllä Machin luvun, Reynoldsin luvun ja kohtauskulman yhdistelmällä käyttämällä kehittynyttä ratkaisualgoritmia. Saadut tulokset edustavat laskennan rajoissa parasta mahdollista suorituskykyä – todellisuudessa näin monipuolisesti mukautuva siipiprofiili voisi olla vaikea toteuttaa, mutta simulaatio antaa joka tapauksessa suuntaviivoja ja reunaehtoja jatkokehityksen tueksi. Saavutetut parannukset suoritusarvoihin on esitetty kuvassa 5.

Kuvassa esitetään määritellyt yksitoista suorituskykyä aluepiirroksena. Sisempi ruskea kuvio edustaa alkuperäisen siipiprofiilin suorituskykyä, ja ulompi keltainen kuvio edustaa kuhunkin lentotilaan mukautuvaa siipiprofiilia. Kuvasta nähdään, että nousukyvyyn ja nopeuden osalta suorituskykyparannukset ovat melko pieniä: tämä johtuu siitä, että Firebee on suunniteltu nopeaksi maalilennokiksi, joten se on jo valmiiksi hyvin optimoitu tällä alueella. Toisaalta kaartokyvyyn ja korkealentotoiminnan osalta mukautuva siipiprofiili tuo olennaisia parannuksia, koska lennokkia ei ole suunniteltu näihin olosuhteisiin. [7]

Tehdyt laskelmat osoittavat, että mukautuvilla siipiprofiileilla on polttoainesäastöjen lisäksi saavutettavissa parannuksia käytännössä kaikkiin keskeisiin suoritusarvoihin. Suurin hyöty tästä on se, että samalla konetyypillä kyetään suorittamaan useampia erilaisia tehtävätyyppejä järkevästi ja tehokkaasti – tämä alentaa suunnittelu-, valmistus- ja ylläpitokustannuksia, kun yksi konemalli vastaa useisiin käyttötarpeisiin, eikä esimerkiksi ilmavoimien tarvitse enää pitää konekalustossaan lukuisia erikoistuneita konetyyppejä.



Kuva 5. Teoreettiset parannukset lennokin suoritusarvoihin [7]

2.4. Virtauksenhallinta ja sakkaus

Lentokoneen on noudatettava tiettyjä nopeusrajoituksia, jotta siipi kykenee tuottamaan riittävän nostovoiman sen kannattelemiseksi ilmassa ja toisaalta kestämään ilmavirran aiheuttamat kuormitukset. Tyypillisesti pienimmän sallitun nopeuden määrittää sakkauskohtauskulma: nopeuden pienetessä kohtauskulmaa on kasvatettava nostovoiman ylläpitämiseksi, mutta sakkauskohtauskulman jälkeen virtaus siiven ympärillä häiriintyy niin, ettei nostovoimakerroin enää kasva. Suurinta sallittua nopeutta rajoittaa joko aeroelastisen värähtelyn eli flutterin alkaminen siivissä, vakaajissa tai ohjainpinnoissa, tai lähellä äänennopeutta lennettäessä ilman puristuvuudesta johtuvat ilmiöt, jotka voivat sakkauksen tapaan häiritä virtausta niin paljon, ettei nostovoimaa synny enää tarpeeksi.

Virtaus siiven ympärillä jakautuu kahteen tyyppiin: laminaariseen ja turbulenttiseen virtaukseen. Laminaarisessa virtauksessa ilmapartikkelit kulkevat tasaisesti siiven ohitse, eivätkä eri ilmakerrokset sekoitu toisiinsa. Turbulenttisessa virtauksessa liike-energia on suurempi, ilmahiukkasten liike on pyörteilevää ja kerrosten välistä sekoittumista tapahtuu. Tyypillisesti jokaisen siiven ympärillä havaitaan molempia virtaustyypppejä: virtaus alkaa etureunasta katsoen laminaarisena, ja muuttuu turbulenttiseksi jossain vaiheessa ennen jättöreunaa. Muun muassa siipiprofiilin muoto, lentonopeus, nostovoimakerroin, siiven pinnan materiaali, sileys ja epäpuhtaudet vaikuttavat siihen, missä kohdassa tämä transitio tapahtuu, ja siihen pyritään siiven suunnitteluvaiheessa vaikuttamaan. Laminaarisen virtauksen etuna on alhainen vastus: tästä syystä esimerkiksi purjekoneen siiven suunnittelussa pyritään mahdollisimman suureen laminaariseen alueeseen. Turbulenttisessa virtauksessa vastus on suurempi, mutta samalla virtaus on vastustuskykyisempi sakkaukselle. [13, s. 28–29] Tästä syystä hävittäjäkoneissa käytetään usein siivekkeiden edessä pyörteittäimiä eli turbulaattoreita – erityisiä ulkonevia levyjä, joiden tehtävänä on synnyttää turbulenttinen virtaus siiveketeen takaamiseksi.

Mukautuvilla siipiprofiileilla on mahdollista vaikuttaa virtauksen ominaisuuksiin lentominaisuuksien ja suoritusarvojen parantamiseksi – erityisesti siiven etureunan ominaisuudet vaikuttavat virtauksen säilymiseen laminaarisena [2, s. 439]. Vuonna 2011 Italian ilmailu- ja avaruustutkimuskeskus CIRA:n julkaisemassa tutkimuksessa analysoitiin vaihtoehtoja etureunastaan mukautuvan siiven valmistamiseksi. Perinteisen etureunan pienetkin raot ja epäjatkuvuudet voivat häiritä laminaarista virtausta jopa solakon ollessa sisällä, joten mukautuvalla rakenteella olisi mahdollista saavuttaa pienempi vastus ja vähemmän häiriöitä virtauksessa, mikä parantaa suorituskykyä lähellä sakkautta. Tutkitussa järjestyksessä siiven kuori liikkui etureunan alueelta jousikuormitteisesti tai askelmoottorin ajamana alaspäin, mikä kasvatti siiven nostovoimakerrointa normaalin etureunasolakon tapaan. Samanaikaisesti tämä liike välitettiin sopivien sisärakenteiden avulla kasvattamaan etureunan kaarevuussädettä. Tämä edesauttaa virtauksen säilymistä laminaarisena. Kuoren taivuttamisen lisäksi sen annettiin hieman kiertyä siiven ympäri, millä helpotettiin yläpinnan vetojännitystä ja alapinnan puristusjännitystä. [2, s. 442]

Pääpiirteisen suunnittelun jälkeen etsittiin niin sanottujen geneettisten algoritmien avulla optimaalinen rakenne aerodynamiikan ja rakenteen kestävyyskannalta. Simuloinnissa tarkasteltiin kolmea vaihtoehtoista kuorimateriaalia, tasapaksuista terästä, muuttuvapaksuista terästä sekä lasikuitulaminaattia, joista kullekin määritettiin etureunan maksimaalinen poikkeutus ja laskettiin tämän perusteella aerodynaaminen suorituskky. Tasapaksuinen teräskuori mahdollisti selkeästi pienimmän poikkeutuksen. Suurin poikkeutus saavutettiin lasikuitulaminaattirakenteella, mutta aerodynaamisesti se ei ollut tehokkain: sen sijaan muuttuvapaksuinen teräskuori saavutti hieman pienemmällä poikkeutuksella suurimman nostovoimakertoimen, pienimmän vastuksen lähellä sakkausta sekä selkeästi rauhallisemman sakkauksen [2, s. 452]. Syynä tähän on se, että vaikka kaikkien kolmen etureunan kaarevuussäde kasvoi jotakuinkin saman verran, kaarevuuden tasaisuus eli pyöreys oli teräsrakenteilla parempi. Lasikuitulaminaatin paikalliset terävyydet häiritsivät virtausta suurilla kohtauskulmilla, ja siksi suorituskky oli huonompi. Aerodynaamisten laskelmien tulokset on esitetty liitteessä 1.

Mukautuvilla rakenteilla voidaan hallita virtausta muuallakin kuin lähellä sakkausta: suurella Machin luvulla lennettäessä sopivilla siipiprofiilivalinnoilla voidaan estää tiivistysaaltojen syntyminen siiven pinnalle tai minimoida niiden vaikutukset nostovoimaan. Superkriittinen siipiprofiili on tyypillinen esimerkki siivestä, joka sopii hyvin lähisoonisella alueella lentämiseen: siiven yläpinta on tasainen ja jättöreuna taivutettu, ja etureunan kaarevuussäde on normaalia suurempi. Nämä ratkaisut siirtävät syntyvää tiivistysaaltoa taaksepäin jäniteellä ja tekevät siitä pienemmän, jolloin nostovoimahäviö saadaan minimoitua, ja lisäksi myös vastus on pienempi. Superkriittisen profiilin suorituskky hitaassa lennossa on kuitenkin huono. Mukautuva siipiprofiili mahdollistaa konventionaalisen ja superkriittisen profiilin valitsemisen sekä niiden tarkemman hienosäädön nopeuden mukaan – näin voidaan kasvattaa Machin luvun rajoittamaa suurinta sallittua nopeutta jopa 12 prosenttia [9].

2.5. Aeroelastinen värähtely

Suurinta sallittua nopeutta voivat Machin luvun ohella rajoittaa myös kasvavat dynaamiset voimat, jotka aiheuttavat siivissä tai muissa pinnoissa vaimentumatonta värähtelyä eli flutteria. Flutteri on käytännössä aina vaarallinen tila, eikä lentäminen ole yleensä sallittu flutterinopeuden yläpuolella. Mukautuvilla siipiprofiileilla flutterinopeutta voidaan kuitenkin säätää kahdellakin eri tavalla: ensinnäkin profiilin muotoa voidaan mukauttaa niin, etteivät pienet elastiset muodonmuutokset ja niistä aiheutuvat kohtauskulmamutokset aiheuta suuria nostovoimakertoimen muutoksia – toisin sanoen loivennetaan tarkoituksellisesti nostovoimagra-dienttia. Toisaalta älykkäillä rakenteilla ja materiaaleilla voidaan myös suoraan muuttaa pro-fiilin jäykkyysominaisuuksia [11], jolloin vaimentumaton värähtely palautuu vaimenevaksi.

Jälkimmäistä vaihtoehtoa tutkittiin Etelä-Korean Advanced Institute of Science and Techno-logysa vuonna 2006. Tutkimuksessa rakennettiin tuulitunnelimittauksia varten mukautuva hiilikuitusiipi, johon asennettiin neljä muistimetalliaktuaattoria. Aktivoituessaan ne taivuttivat siipiprofiilia ja muuttivat näin siiven aerodynaamisia ominaisuuksia, ja samalla antoivat sii-velle lisää jäykkyyttä normaalitilaan verrattuna. Tuulitunnelissa flutterin tutkimista varten virtauksen nopeutta kiihdytettiin kohtauskulmalla nolla, kunnes flutterinopeudella siipeen muodostui vakiotaajuuksinen vaimentumaton värähtely. Virtausnopeutta edelleen kasvatetta-essa värähtelyn energia kasvoi ja taajuus pieneni, ja samalla havaittiin toisen kertaluokan hei-kompaa värähtelyä, jonka taajuus oli kaksinkertainen suurempaan värähtelyyn verrattuna. Kohtauskulmaa kasvatettaessa flutteri muodostui pienemmällä ilmanopeudella. Lopuksi tut-kittiin, miten toimilaitteiden aktivointi vaikutti värähtelyyn – aktivoituna muistimetallin kim-mokerroin kasvaa 2–3-kertaiseksi, joten toimilaitteiden käyttö suurentaa siiven jäykkyyttä. Siipi saatettiin flutteriin aiemmin määritettyjen flutterinopeuksien mukaan, minkä jälkeen toimilaitteet aktivoitiin. Kaikilla tutkituilla kohtauskulmilla flutterivärähtely hävisi lähes ko-konaan, ja sen sijaan siipeen ilmestyi suurempitaajuinen ja amplitudiltaan hyvin pieni värähte-ly. [11] Tämän voi päätellä aiheutuvan jäykistyneen rakenteen kasvaneesta ominaisvärähtely-taajuudesta.

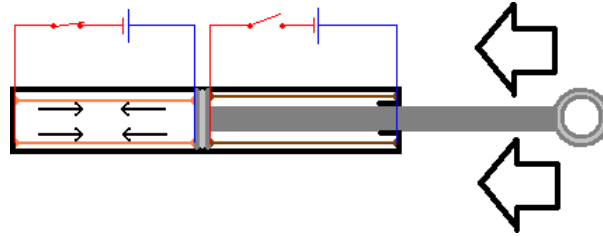
3. ÄLYKKÄÄT MATERIAALIT SIIPIPROFIILIN MUKAUTTAJANA

Lentokonerakenteilta ja -materiaaleilta edellytetään lukuisia ominaisuuksia, kuten riittäviä lujuusominaisuuksia, väsymisen ja vaurion sietoa, toimintaa vaihtelevissa ympäristöoloissa, turvallisia palo-ominaisuuksia sekä luonnollisesti myös keveyttä [16, s. 76]. Johtuen olemassa olevien materiaalien rajoituksista, siipiprofiilia muokkaavien laitteiden rakentaminen lentokoneisiin on tarkoittanut yleensä niin suurta painonlisää, että kasvaneen massan mukana kantaminen kumoo kaikki polttoainesäästöt. Uudet älykkäät materiaalit saattavat kuitenkin tarjota yksinkertaisen ja kevyen toteutusvaihtoehdon näille järjestelmille. Tutkituimmat ja lupaavimmat materiaalivaihtoehdot ovat niin kutsutut muistimetallit ja pietsosähköiset materiaalit.

3.1. Muistimetallit

Muistimetallit (*Shape memory alloy, SMA*) ovat metalliseoksia, joiden kiderakenteilla on lämpötilan ja rasituksen mukaan määräytyviä tiloja [10]. Keskeisimmät näistä tiloista ovat martensiittinen ja austeniittinen tila: martensiittinen tila kuvaa muistimetallin kiderakennetta sen ollessa matalammassa lämpötilassa, kun taas austeniittinen tila saavutetaan korkeassa lämpötilassa. Lämpötilat, joissa tilojen vaihdokset tapahtuvat, riippuvat seostettavista metalleista – tavallisin muistimetalli on nikkeli-titaaniseos, joka on huoneenlämmössä ja sen alapuolella martensiittisessä tilassa, ja alkaa huoneenlämmön yläpuolella siirtyä austeniittiseen tilaan [11].

Siirtymällä eri tilojen välillä muistimetallikappaleilla havaitaan muisti-ilmiö, joka on yksi muistimetallien tärkeimmistä ominaisuuksista. Martensiittisessä tilassa aiheutettu plastinen eli palautumaton muodonmuutos saadaan kumottua ja kappale palautettua alkuperäiseen muotoonsa lämmittämällä muistimetallia niin, että se siirtyy austeniittiseen tilaan. [10] Ilmiötä havainnollistamaan voidaan muistimetallitangoista rakentaa hydraulisyylinterin tapaan toimiva lineaarinen, kaksitoiminen toimilaite: Venytetään muistimetallitankoja plastisesti niin, että ne jäävät venyneeseen muotoonsa. Kiinnitetään tangot tavallisen hydraulisyylinterin sisään vastakkaisille puolille. Johtamalla sähköä jompaankumpaan tankoon saadaan aikaan lämpöä, jolloin kyseinen tanko siirtyy austeniittiseen tilaan ja palautuu alkuperäiseen muotoonsa. Tanko lyhenee, ja toimilaite liikkuu. Vastaavasti toista tankoa lämmittämällä saadaan toimilaite liikkumaan vastakkaiseen suuntaan. Toimintaperiaate on esitetty kuvassa 6.



Kuva 6. Kaksitoimisen lineaarisen muistimetallitoimilaitteen toimintaperiaate

Vuonna 2008 Templen yliopistossa Yhdysvalloissa tehdyssä tutkimuksessa selvitettiin muistimetallitoimilaitteen käyttökelpoisuutta tulevaisuuden lentokoneissa [10]. Tutkimuksessa rakennettiin jättöreunan siivekettä liikuttava toimilaite käyttämällä kahdeksaa muistimetallijousta. Rakennettu prototyyppi koostui siivestä, siihen kiinnitetystä jättöreunan siivekkeestä sekä sisäänrakennetusta toimilaitteesta. Siiveke nivelöitiin siipeen kääntyvällä putkella, jonka ylä- ja alapintaan kiinnitettiin muistimetallijouset. Jouset olivat toisesta päästään kiinni siiven etureunan rakenteissa, jolloin jousien lineaarinen liike saatiin muutettua putken pyörimisliikkeeksi ja siivekkeen kääntymiseksi. Johtamalla jousiin sähkövirta ne saatiin kuumenemaan ja siten lyhenemään, jolloin siiveke kääntyi sille puolelle, jolle sähkövirta johdettiin.

Käytännön soveltuvuutta lentokoneisiin arvioitiin tutkimalla toimilaitteen vasteaikaa ja saavutettavaa poikkeutusvoimaa – jos siivekettä ei voida poikkeuttaa riittävän nopeasti tai toimilaite on liian heikko synnyttääkseen olennaista muutosta siipiprofiilissa, älykkästä materiaalista ei ole perinteisen aktuaattorin korvaajaksi sen yksinkertaisuudesta tai edullisuudesta huolimatta. Vasteaikamittauksissa havaittiin, että prototyyppi saavutti täyden poikkeutuksen, yli 20 astetta, kumpaan tahansa suuntaan kolmessa sekunnissa sähkövirran kytkemisestä. Vastakkaisiin jousiin voitiin kytkeä virta lähes välittömästi sen jälkeen, kun virta katkaistiin edellisistä jousista, ja tarvittava aika siivekkeen kulkemiseksi ääriasennosta toiseen oli noin kuusi sekuntia. Prototyyppi saavutti olennaisesti saman tuloksen myös tuulitunnelissa, eikä ilmavirta juuri-kaan vaikuttanut vasteaikaan. Aktivointivirta 3,40 A ja jännitehäviö 1,70 V kunkin neljän aktuaattorin yli merkitsee, että tehonkulutus aktuoinnin aikana oli noin 23 W. Aktuoinnin päättymisen jälkeen jäähtyneet jouset lukitsivat siivekkeen haluttuun asentoon, jolloin järjestelmä ei kuluta energiaa. Lisäksi osoitettiin, että melko pienellä aktivaatiovirran kasvattamisella vasteaikaa voidaan lyhentää olennaisesti. [10]

Saavutettava poikkeutusvoima mitattiin jousivaa’alla siivekkeen tyvestä ja jättöreunasta. Lisäksi laskennallisesti määritettiin maksimaaliset dynaamiset voimat, jotka siipi kohtaa tyypillisissä lentotiloissa, ja tutkimalla painejakaumaa määritettiin se voiman osuus, joka vaikuttaa jättöreunan siivekkeeseen. Toimiakseen muistimetalliaktuaattorin tulisi kyetä tuottamaan tätä määritettyä voimaa suurempi poikkeutusvoima. Ilmanopeudella 60 m/s ja kohtauskulmalla 10° laskettiin tarvittavan voiman olevan 6,4 N. Mittaamalla havaittiin saavutettavan poikkeutusvoiman olevan 17,5 N, joten näillä lentoarvoilla aktuaattorin suorituskyky riitti mainiosti. [10]

Edellisessä luvussa esitellyssä flutteritutkimuksessa käytetty mukautuva siipimalli perustui muistimetalliaktuaattoreihin – tässä tutkimuksessa poikkeutettiin yksittäisen siivekkeen sijaan koko siipiprofiilia. Värähtelyn vaimentamisen lisäksi tutkimuksen tavoitteena oli todentaa muistimetallin käyttökelpoisuus mukautuvassa siipiprofiilissa sekä mitata suorituskykyparamuksia [11]. Sähköllä lämmitettävät muistimetallikomponentit kiinnitettiin siiven hiilikuitukuoren alapintaan, ja lyhentyessään ne lisäsivät siipiprofiilin käyristystä. Siipiprofiilin käyristys mitattiin kolmella eri aktivaatiovirralla, mistä tulokset on esitetty liitteessä 2. Tässä toteutuksessa rakenteen jännitys vetää aktuaattorit takaisin alkuasentoihinsa, kun virta katkaistaan, joten järjestelmä kuluttaa toimiessaan jatkuvasti energiaa. Käyristyksen konkreettinen vaikutus suorituskykyyn todettiin tuulitunnelissa, jossa havaittiin nostovoima-vastussuhteen parantuvan, kun toimilaitteeseen johdettiin sähkövirta. Suorituskykyparamukset on esitetty niin ikään liitteessä 2.

DARPA/AFRL/NASA Smart Wing -ohjelmassa rakennettiin tuulitunnelimalli suorituskykyisen sotilaskoneen siivestä ja sitä testattiin 1996 ja 1998. Mallissa oli muistimetallitoimiset, saranattomat ja virtaviivaiset jättöreunan laipat ja ohjaussiivekkeet. Järjestelmällä saavutettiin kymmenen asteen poikkeutuskulmat, ja lisäksi siipeä pystytettiin kiertämään muistimetalliputkien avulla kärjestään viiden asteen kulmaan. Nostovoimassa sekä kallistus- ja pituuskallistusmomenteissa saavutettiin 8–12 prosentin parannukset useilla lentoalueilla tavanomaiseen saranoituun siivekeratkaisuun verrattuna. [12] Lisäksi voitiin todeta, että kolmen viikon tuulitunnelitestauksen jälkeen SMA-toimilaitteet eivät olleet menettäneet suorituskykyään lainkaan [1].

3.2. Pietzosähköiset materiaalit

Toinen paljon tutkittu vaihtoehto mukautumisen toteuttamiseksi ovat pietzosähköiset materiaalit. Pietzosähköisten materiaalien hyödyntäminen toimilaitteissa perustuu pietzosähköiseen ilmiöön, jossa pietzosähköisen materiaalin kiderakenteessa pintojen välille syntyy jännite, kun siihen kohdistetaan voima. Aktuaattoreissa hyödynnetään tämän ilmiön käänteisyyttä: kun materiaalin pinnoille johdetaan sähkövirta, materiaali muuttaa muotoaan. Muodonmuutos on hyvin nopea, eikä aktuaationopeus näin ollen yleensä muodosta minkäänlaista ongelmaa lentokonekäytössä [5]. Aktuaattorikäyttöön valitut materiaalit ovat tyypillisesti pietsokeraameja, joista yleisin on lyijy-zirkonium-titaani eli PZT.

Aktuoinnissa tavoitellaan mahdollisimman suuria muodonmuutoksia. Sen tähden aktuaattoreihin valitaan niin sanottuja pehmeitä pietsokeraameja, jotka muuttavat muotoaan enemmän eli joilla on suurempi muodonmuutosvakio. Muodonmuutoksen laajuutta on pyritty vielä lisäämään valmistamalla erilliskiteisiä pietsokeraameja, joiden muodonmuutosvakio on edelleen suurempi. Lisäksi erilliskiteiset pietsokeraamit kestävät voimakkaampia sähkökenttiä, jolloin muodonmuutoksen laajuutta voidaan vielä kasvattaa. [5]

Pietsoaktuaattorit tuottavat sellaisenaan tyypillisesti voiman, joka riittää helposti lentokonekäyttöön, mutta sen sijaan saavutettu muodonmuutos on vähäinen. Lyhyitä liikeratoja pidennetään siksi toimilaitteiden rakenteellisilla ratkaisuilla: muutetaan aktuaattorin lineaarinen liike kaareutuvaksi tai pidennetään sitä välityksien avulla, tai pinotaan useampia aktuaattoreita päällekkäin. Ensimmäisessä tapauksessa liikelaajuutta kasvatetaan, mutta maksimi-voima pienenee. Jälkimmäisessä vaihtoehdossa saavutettava voima säilyy, mutta aktuaattorin koko ja hinta kasvaa. Lisäksi pinoaktuaattorissa keraamien hauraus korostuu, mistä syystä se on suojattava sivuiltaan hyvin. [5]

Korea Institute of Energy Researchissa vuonna 2005 tehdyssä tutkimuksessa tutkittiin laskennallisesti PZT-aktuaattoreilla toteutettavan mukautuvan siipiprofiilin kykyä saavuttaa haluttu muoto sekä ilman ulkopuolisia dynaamisia voimia että simuloidun ilmavirran alaisuudessa. Tutkimuksessa mallinnettiin siipikaari, jonka johto- ja jättöreunan välillä profiilin keskiviivalla kulkee alumiinitanko. Alumiinitankoon on sijoitettu tasavälein kymmenen PZT-aktuaattoria, jotka saadaan sähkökentän avulla yksitellen pitenemään ja lyhenemään. Aktivaatio muuttaa tangon pituutta kyseisessä kohdassa, jolloin myös profiilin käyritys ja aerodynaamiset ominaisuudet muuttuvat.

Ensimmäisessä laskelmassa ilman ulkopuolisia voimia havaittiin, että haluttu muoto kyettiin saavuttamaan alle 0,1 prosentin virheellä. Lisättäessä laskelmaan 35 m/s ilmavirtaus havaittiin, että dynaamiset voimat muuttivat profiilin muotoa oleellisesti. Tavoitellun muodon saavuttamiseksi järjestelmään oli lisättävä palautesilmukka, joka kykeni vertaamaan saavutettua muotoa haluttuun ja muodostamaan aktuaattoreille tarvittavat mukauttamiskomennot. Palautejärjestelmän mallintamisen jälkeen siipiprofiili kyettiin jälleen mukauttamaan halutun muotoiseksi hyvin vähäisellä virhemarginaalilla. [3]

NASA:n Langleyn tutkimuskeskuksen materiaaliosasto on kehittänyt pietsokeraameista valmistettuja aktuaattoreita lentokoneiteollisuuden tarpeisiin. Pietsosähköisten aktuaattoreiden suurin kompastuskivi on lentokonekäyttöä ajatellen liian lyhyt liikerata, joten haasteeseen on pyritty vastaamaan kahdella uudenaikaisella aktuaattorityypillä, RAINBOW:lla (*Reduced And Internally-Biased Oxide Wafer*) ja THUNDER:lla (*Thin Layer Composite Unimorph Ferroelectric Driver And Sensor*). Vuonna 1998 julkaistussa raportissa kerrottiin THUNDER-aktuaattorin kykenevän yli kolmen millimetrin poikkeutukseen sähkökentän voimakkuudella 9 kV/cm. Vaihtoehtoisesti rakenteellista lujuutta voitiin kasvattaa liikelaajuuden kustannuksella valitsemalla sopiva valmistusmateriaali, ja näin ollen voitiin räätälöidä haluttu kompromissi liikelaajuuden ja lujuuden välille. Esimerkkitapauksessa teräs-PZT-vahvistetulla THUNDER-aktuaattorilla saavutettiin 1,7 millimetrin liikelaajuus kuormittamattomana, ja 1,0 millimetrin liikelaajuus 250 gramman kuorman kanssa. [6]

Aktuaattoreiden soveltuvuutta ilmailukäyttöön tutkittiin myös niiden väsymisominaisuuksien perusteella. RAINBOW-aktuaattoreilla suoritettiin 10 miljoonaa edestakaista aktuaatiota sekä kuormittamattomana että 300 gramman kuorman kanssa. Ilman kuormaa suoritetuissa testeissä aktuaattorin liikelaajuuden vähenemä oli alle 10 prosenttia, mutta kuormitettuna suorituskky huononi kahdestakymmenestä jopa viiteenkymmeneen prosenttia. [6] Samanlaisia tuloksia on saatu myös THUNDER-aktuaattoreista, joiden suorituskkyvyn on havaittu alenneen tuntuvasti jo kahden viikon tuulitunnelitestauksen jälkeen [14].

Tällä hetkellä lupaavin pietsoaktuaattorityyppi ilmailukäyttöön on makrokuitukomposiittiaktuaattori (*Macro Fiber Composite, MFC*). Siinä pietsokeraamiset sauvat on asetettu elektrodikalvojen väliin siten, että kytkemällä jännite elektrodeihin sauvojen pituutta voidaan säätää. Aktuaattori ei ole erityisen jäykkä vaan se voidaan kiinnittää haluttuun rakenteeseen pinnanmuotoja mukailevasti, mikä on lentokonerakenteissa yleensä tärkeää. [17] Kahdessa eri tutkimuksessa Bilgenin tutkimusryhmä [1, s. 864] todensi MFC-aktuaattoreiden avulla lennokiin rakennetun, mukautuvan siipiprofiilin soveltuvuuden kallistusohjaamiseen sekä nostovoima-vastussuhteen optimointiin. Kallistusohjattavuus todettiin lennokin avulla tuulitunnelissa sekä koelennolla. Samalla voitiin todeta, että aktuaattorin mukauttamiseen tarvittava sähköteho oli suurimmillaankin vain 3 W ja näin ollen hyvin vähäinen verrattuna voimalaitteen tarvitsemaan 150 W tehoon. Suorituskykyoptimointia varten tehtiin laskennallista mallintamista sekä rakennettiin tuulitunnelimalli, jonka avulla voitiin todeta nostovoimakertoimessa 1,46 yksikön parannus, kun toimilaite aktivoitiin. Myös muissa tutkimuksissa on todettu samansuuruisia nostovoimaparannuksia sekä ohjausjärjestelmän energiasäästöjä [1; 14].

Vuonna 2010 Virginia Tech Wing Morphing Design Team -tutkimusryhmä valmisti täysin toimintakykyisen kauko-ohjattavan lennokin, jossa oli yhtenäinen, saumaton kuorirakenne eikä lainkaan perinteisiä servoja. Ohjausjärjestelmä toteutettiin yksinomaan MFC-aktuaattoreilla, yhdellä litium-polymeeriparistolla sekä korkeajännitemuuntajilla. Lennokki lensi ensilentonsa 29. huhtikuuta 2010, jolloin siitä tuli ensimmäinen koelennetty, pietsoaktuaattoreilla mukautuva, langattomasti ohjattava ilma-alus. [1]

4. ÄLYKKÄÄT MATERIAALIT TULEVAISUUDEN LENTOKONEISSA

4.1. Tutkimustulosten yhteenveto

Tutkimuksessa todettiin mukautuvilla siipiprofiileilla voitavan lentokoneissa saavuttaa lukuisia suorituskykyhyötyjä ja parantuneita lento-ominaisuuksia: Matkalentonopeudella kuljetuskoneen nostovoima-vastussuhde parani 1–3 prosentilla, tästä poikkeavilla nopeuksilla vielä enemmän. Paremmalla suhteella säästetään aikaa tai polttoainetta, tai molempia. Profiilin mukauttamisella voidaan myös parantaa kaikkia suoritusarvoja, esimerkiksi kaarto- tai nousukykyä: maalilennokin suoritusarvoparannukset on esitetty kuvassa 5. Hidaslento-ominaisuuksien parannuksia voidaan saavuttaa mukauttamalla profiili säilyttämään virtauksen laminaarisuus: liitteessä 1 esitetään virtauksenhallinnalla saavutettava sakkauskohtauskulman ja suurimman nostovoimakertoimen kasvu. Toisaalta virtauksenhallinta on kriittistä myös lähisoonisella nopeudella, jolloin soveltuvan profiilin valitseminen viivyttää haitallisten aaltoilmiöiden syntymistä, ja kone on lennettävissä suuremmalla nopeudella. Lopulta profiilin muuttamisella voidaan muuttaa siiven jännitystilaa, jonka seurauksena flutterivärähtely saadaan vaimenevaksi ja käytettävissä oleva maksiminopeus suurenee.

Edelleen todettiin, että siipiprofiilin mukauttamiseen tarvittava aktuaatio on mahdollista toteuttaa uusilla älykkäillä materiaaleilla, joiden etuina perinteisiin toimilaitteisiin verrattuna on keveys ja yksinkertaisuus. Kahden eri materiaalityypin, muistimetallien ja pietsosähköisten materiaalien, soveltuvuus todennettiin tutkimalla saavutettavia liikeratoja, aktuaationopeutta ja -voimaa, energiankulutusta, aktuaattorin väsymisen sietoa sekä siipimallien suoritusarvoja. Muistimetallilla toteutetussa prototyyppissä saavutettiin varsin hyvä poikkeutus ja sekä riittävä aktuaationopeus suoritusarvojen optimoimiseksi. Lisäksi todettiin, että tavanomaisessa lento-tilassa järjestelmän voimantuotto riittää hyvin. Toisessa tutkimuksessa niin ikään todettiin riittävän poikkeutuksen saavuttaminen ja mitattiin oleellisia suorituskykyparannuksia (liite 2). Kolmannessa tutkimuksessa mitattiin 8–12 prosentin suorituskykyparannuksia laajalla lento-alueella ja todettiin aktuaattorien säilyttäneen täyden suorituskyvyn kolmen viikon testauksen jälkeenkin.

Pietsosähköisillä materiaaleilla todettiin voitavan saavuttaa haluttu poikkeutus hyvin tarkasti kuormituksenkin alaisena, ja uudet aktuaattorityypit mahdollistavat entistä suuremmat poikkeutukset. Toisaalta rasiustestissä havaittiin RAINBOW- ja THUNDER-aktuaattorien menettävän poikkeutuskykyään pitkäaikaisessa käytössä. Useissa tutkimuksissa todennettiin pietsosähköisen mukauttamisen tuovan energiasäästöjä ja suorituskykyparannuksia, ja kokonaisen järjestelmän toteuttamiskelpoisuus pietsoaktuaatiolla osoitettiin lentävällä prototyypillä.

4.2. Analyysi

Siipiprofiilin mukauttamisen suorituskyvylliset hyödyt ovat selviä pelkästään aerodynamiikan teoriaa tarkastelemalla. Olennaisempaa on tarkastella panos-tuotossuhdetta: 1–3 prosentin polttoainesäästöt sellaisenaan ovat toki mille tahansa laajamittaisen lentotoiminnan harjoittajalle houkuttelevia, mutta tällä hetkellä mukautuvien siipien käyttöön saamiseksi tarvittava tutkimuspanos saa operaattorit etsimään nopeampia ja edullisempia tapoja. Säästöjä voidaan saavuttaa myös esimerkiksi lentotoimintamenetelmien, moottoriteknologioiden ja polttoainesten kehittämisen avulla, joten mukauttamisella saavutetut säästöt ovat sittenkin melko maltillisia verrattuna siihen tarvittavaan panostukseen. Kuitenkin ilmailuteollisuutta leimaava aggressiivinen tehokkuusajattelu erittäin todennäköisesti johtaa siihen, että myös mukautuvat siivet astuvat ennemmin tai myöhemmin kuvaan – materiaalitekniikan kehityksen nopeudesta riippuu, minkälaisilla materiaaleilla tuo mukautuvuus aikanaan toteutetaan.

Liikehtimiskyky on edelleen yksi kriteeri hävittäjäkoneiden suunnittelussa, vaikka kaartotaistelun painoarvo onkin vähentynyt länsimaaisessa ilmasodan doktriinissa. Nykyaikaiset hävittäjät hyödyntävät jo kaikkia ohjainpintoja monipuolisesti aerodynaamisen suorituskyvyn optimoimiseksi, ja näin ollen mukautuvien profiilien tarjoamat hyödyt ovatkin jo pääosin operatiivisessa käytössä. Nykyisten toteutusten heikkoudeksi voidaan katsoa ohjainpintojen aiheuttamat raot ja epäjatkuvuudet siiven pinnassa, jotka aiheuttavat hieman vastusta ja häiriöitä virtaukseen. Ottaen huomioon kaartotaistelun merkityksen vähenemisen voidaan kuitenkin väittää, ettei pelkällä siiven pinnan jatkuvuudella ja virtauksenhallinnalla saavuteta hävittäjäkoneissa sellaisia parannuksia, joilla olisi suurta merkitystä operatiivisen suorituskyvyn kannalta. Sen sijaan sellaiset lentokoneet, joihin mukauttamisteknologiaa ei esimerkiksi painosyistä ole ollut järkevää asentaa, hyötyvät selvästi enemmän älykkäiden materiaalien kehityksestä niin hitaassa kuin nopeassa lennossa sekä lentoalueen äärirajoilla. Kyky vaimentaa flutteria siiven rakennetta taivuttamalla tulee niin ikään kyseeseen lähinnä hyvin kevyissä lentokoneissa kuten lennokeissa, joiden rakenteellinen jäykkyys ei ole kovin suuri.

Älykkäillä materiaaleilla tehdyt tutkimukset antavat rohkaisevia tuloksia omilla osaluillaan. Muistimetalliaktuaattoreilla saavutetaan riittäviä poikkeutuksia ja voimia mukautamaan pienkone- ja lennokkikokoluokan siipeä tyypillisissä virtausolosuhteissa. Muistimetallin aktuaationopeus on kohtuullinen, jos tavoitteena on optimoida siipiprofiilia lentotilan mukaisesti – sen sijaan ohjausjärjestelmän toteuttaminen muistimetalliaktuaatiolla on näiden tuloksien valossa ongelmallista. Näin ollen muistimetallitoimilaitteella mukautettava siipi vaatii edelleen seurakseen jollain muulla tekniikalla toteutetun ohjausjärjestelmän, mikä asettaa kyseenalaiseksi väitteen teknologian yksinkertaisuudesta ja edullisuudesta. Toteutuksesta riippuen muistimetallien lämmittäminen myös kuluttaa energiaa kohtalaisesti – täysikokoisessa lentokoneessa merkitys on vähäinen, mutta pienissä lennokeissa jo 20 watin nettotehontarve voi heikentää voimalaitteen työntövoimaa olennaisesti. Kolmen viikon tuulitunnelitestauksen perusteella ei voi vielä vetää pitkälle meneviä johtopäätöksiä muistimetallien väsymisestä. Vaikka väsymistä todettaisiinkin, yksittäinen muistimetalliaktuaattori ei sinänsä ole kovin kallis vaihtaa: tavanomainen muistimetallilanka maksaa noin euron metriltä [5]. Toisaalta aktuaattorien integrointi siipirakenteeseen saattaa tehdä niiden vaihtamisesta työlästä ja kallista. Tuulitunnelimittaukset osoittavat teknologian toimivuuden suorituskyvyn parantajina, mutta eivät välttämättä paljasta mitään niistä ongelmista, joita vaihtelevat ympäristöolot kuten kylmyys ja värinä voivat aiheuttaa järjestelmän toiminnalle.

Pietsoaktuaattoreiden kyky saavuttaa halutut poikkeutukset todettiin. Käytännössä pietsomateriaalien ominaisuudet rajoittavat niiden soveltuvuutta melko pieniin laitteisiin ja pienille dynaamisille paineille – suuremmissa lentokoneissa vaadittaisiin samanaikaisesti sekä suuria voimia että suuria poikkeutuksia, ja nykyisillä aktuaattoreilla se ei ole mahdollista. Sen sijaan pieniin kohteisiin pietsoaktuaatio soveltuu erinomaisesti: sen virrankulutus on vähäinen ja järjestelmät voidaan rakentaa yksinkertaisiksi ja kevyiksi. Pietsoaktuaation nopeus riittää niin mukauttamis- kuin ohjausjärjestelmänkin toteuttamiseen. Suurin epävarmuustekijä pietsoaktuaattoreiden kohdalla on niiden kestävyys pitkäaikaisessa, jatkuvassa käytössä. Sekä RAINBOW- että THUNDER-aktuaattoreiden huononeminen verrattain lyhyessä ajassa ei tue käsitystä käytön taloudellisuudesta, kun yksittäisen pietsoaktuaattorin hinta liikkuu 100–400 euron välillä [5]. Suoritusarvotutkimuksissa pietsoaktuoidut siipiprofiilit ovat antaneet muistimetallien tapaan hyviä tuloksia. Rohkaiseva indikaatio teknologisesta valmiudesta on Virginia Techin pietsotoimisen, täysin lentokuntoisen lennokin rakentaminen.

4.3. Älykkäiden materiaalien tulevaisuudennäkymät

Pyrkimys kustannustehokkuuteen on mukautuvan siipiprofiilin kehittämisen tärkein motivaatio, ja ellei radikaaleja muutoksia ilmailuteollisuudessa tapahdu, mukautuva siipiprofiili tultaneen näkemään lentokoneen siivessä viimeistään parin lentokonesukupolven kuluttua. Uusien älykkäiden materiaalien hyödyt ovat lupaavia erityisesti kevyille lentokoneille, kuten lennokeille ja miehittämättömille ilma-aluksille. Näissä rakenteiden yksinkertaisuudella ja keveydellä on suurin vaikutus niiden suorituskyvylle. Toisaalta pienet miehittämättömät lentokoneet ovat muutenkin houkutteleva kohde uuden teknologian testialustaksi, koska turvallisuus- ja kustannusriskit ovat pienemmät siinä tapauksessa, että jotain odottamatonta tapahtuu. Tässä tutkimuksessa käsiteltyjen materiaalien soveltuvuus suuriin lentokoneisiin on vielä kyseenalaista voima- ja poikkeutusvaatimuksista johtuen, eikä ilmailuteollisuus ole välttämättä vielä valmis tekemään merkittäviä rahallisia panostuksia teknologiaan, josta on vain vähän käytännön kokemuksia ja jonka hyödytkin näyttäivät jäävän kevyitä koneita vähäisemmiksi.

Sitä vastoin on erittäin luultavaa, että panostukset miehittämättömien ilma-alusten tutkimustyöhön ja kehitykseen tulevat lisääntymään, koska UAV:iden merkitys suurimman tuottajavaltion, Yhdysvaltojen ilmasodan doktriinissa on jatkuvasti kasvanut. Kun miehittämättömillä ilma-aluksilla halutaan suorittaa aikaisempaa monipuolisempia tehtäviä, vaatimukset mukautumiskyvylle kasvavat, ja näin myös mukautuvat siipiprofiilit voivat olla hyödyllisiä. Tämän tutkimuksen valossa älykkäät materiaalit ovat tuon suorituskyvyn toteuttamiseksi varteenotettava vaihtoehto – toisaalta jatkotutkimukset voivat vielä paljastaa myös odottamattomia ongelmia. Jos älykkäistä materiaaleista tulee menestys UAV-kokoluokassa, osa teknologioista saattaa siirtyä myös suurempiin lentokoneisiin. Jo lähitulevaisuudessa on odotettavissa, että mukautuvia siipiprofiileja aletaan koelentää miehittämättömissä ilma-aluksissa.

4.4. Jatkotutkimuksen tarve

Älykkäiden materiaalien käyttöönottoa ilma-aluksissa edeltävät vielä jotkin ratkaisemattomat ongelmat sekä tutkimuksen osa-alueet, joihin ei ole paneuduttu. Yksi suuri kysymys on, mistä mukautuvalle siivelle saadaan sopiva kuorimateriaali. Kuoren pitää olla samanaikaisesti joustava niin, että mukauttaminen on mahdollista ilman kohtuuttoman suurta voimaa ja energiankulutusta, ja toisaalta niin jäykkä, että se kykenee säilyttämään muotonsa ja kantamaan siiven rakenteita ulkopuolisten dynaamisten voimien alaisuudessa. Useimmissa tutkimuksissa on keskitytty ainoastaan rakenteen mukauttamiseen ja soveltuvan kuorirakenteen olemassaolo on yksinkertaisesti oletettu.

Aktuaattori on joko kiinnitettävä siiven rakenteeseen modulaarisesti, tai integroitava rakenteeseen itseensä. Modulaarisuus helpottaa olennaisesti huoltamista, mutta sitä ei suosita, koska kiinnityskohdat ovat yleensä myös herkkiä vaurioitumaan [5]. Integroiminen rakenteeseen siis vähentää huollon tarvetta, mutta tekee siitä työläämpää ja kalliimpaa. Pelkkä aktuaattorin kehittäminen ei myöskään riitä älysiiven rakentamiseen: halutun poikkeutuksen säätämiseksi tarvitaan myös antureita että säätökomennot käsittelevä prosessori. Tietty aktivaatioheräte ei nimittäin välttämättä tuota haluttua poikkeutusta muuttuvissa lämpö- tai kuormitusolosuhteissa, kuten korealaisen yliopiston 2005 tutkimuksessa havaittiin [3]. Tämä on erityisen tärkeää siitäkin syystä, että älykkäät materiaalit eivät useinkaan käyttäydy lineaarisesti ja pienet muutokset ympäristötekijöissä kuten lämpötilassa saattavat olennaisesti muuttaa älymateriaalin käyttäytymistä.

Lämpötila onkin ehkä älymateriaalin toiminnan kannalta keskeisin ympäristömuuttuja. Lämpötila saa esimerkiksi piezosähköiset materiaalit reagoimaan usein samoin kuin jännitteen muutoksessa, jolloin ilmiö pitää pystyä kompensoimaan. Muistimetallien lämmittäminen aktivaatiolämpötilaan vaatii joko pidemmän ajan tai suuremman tehon, jos alkulämpötila on alhaisempi. Toisaalta esimerkiksi auringon lämmittävä vaikutus saattaa aiheuttaa aktuaattorin tahattoman aktivaation, jos aktivaation rajalämpötila on lähellä ympäristön lämpötilaa.

Lopulta älykkäiden materiaalien laajempi käyttöönotto lentokoneissa vaatii vielä paljon koe-lentotunteja. Lentokone on monimutkainen kokonaisuus, joka toimii kaaottisessa ympäristössä, eikä kaikkia tekijöitä voida mitenkään ennalta huomioida – aivan samoin on jouduttu kehittämään nykyisetkin järjestelmät usein ainoastaan yrityksen ja erehdyksen kautta.

LÄHTEET

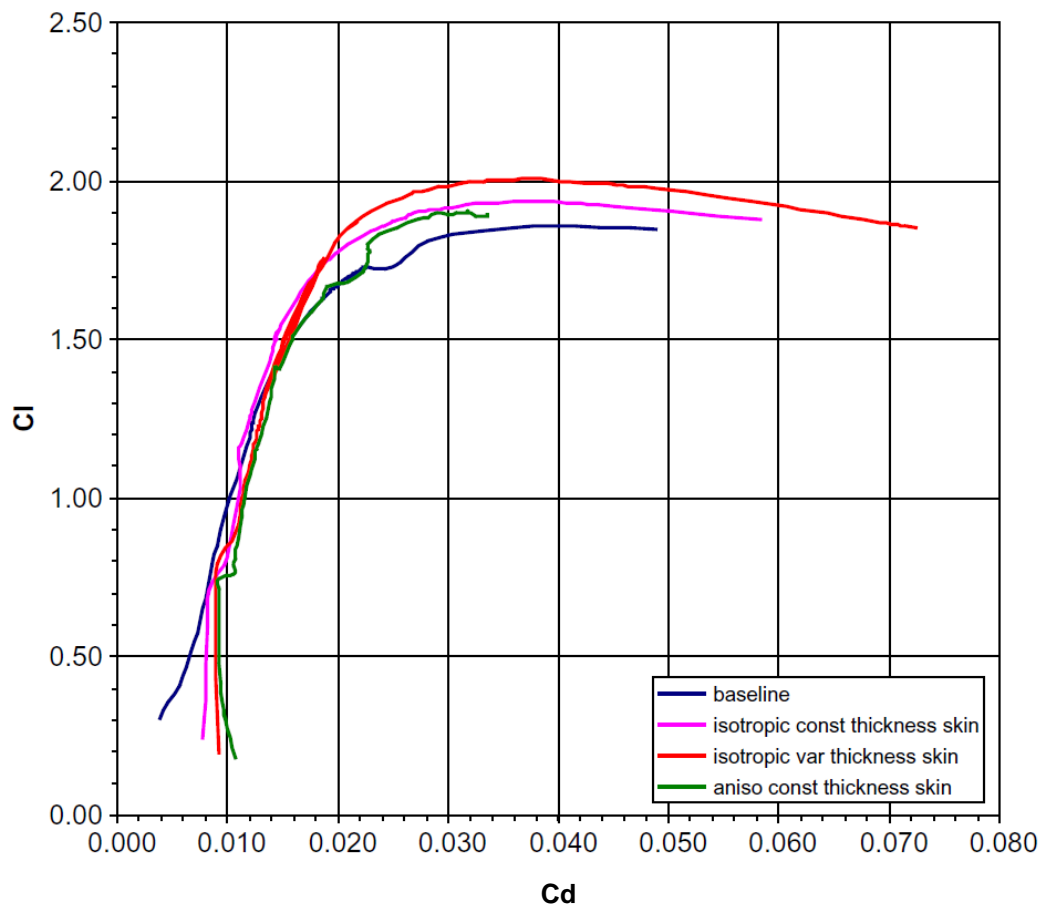
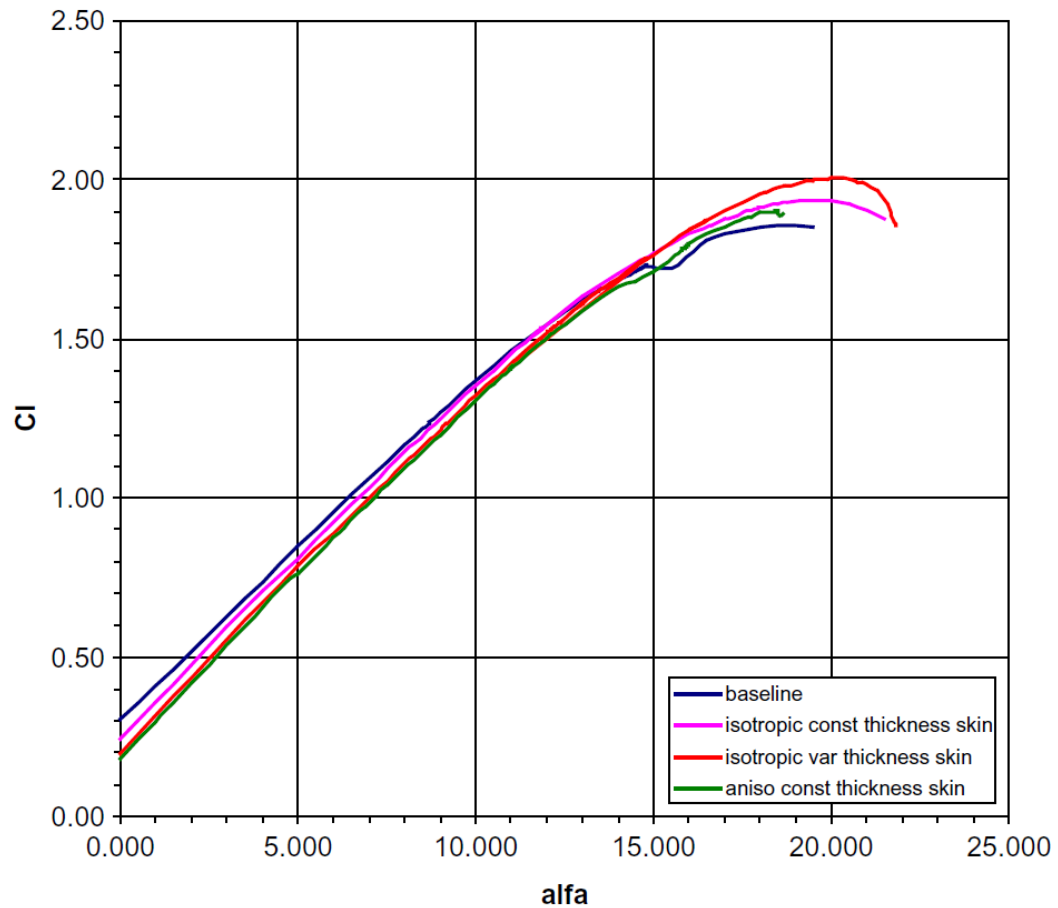
- [1] Ajaj, R., Barbarino, S., Bilgen, O., Friswell, M. & Inman, D. *A Review of Morphing Aircraft*. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011. Vol 22, p. 823–877.
- [2] Ameduri, S., Carozza, A., Tomassetti, G. *Innovative streamline-flow preserving actuation strategies for wing airfoil nose*. International Journal of Structural Integrity, 2011. Vol. 2, no. 4, p. 437–457. ISSN 1757-9864.
- [3] Bae, J-S., Inman, D., Kyong, N.-H., Seigler, T. *Aeroelastic Considerations on Shape Control of an Adaptive Wing*. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2005. Vol 16, no. 11–12, p. 1051–1056.
- [4] Bolonkin, A., Gilyard, G. *Estimated Benefits of Variable-Geometry Wing Camber Control for Transport Aircraft*. NASA Dryden Flight Research Center, 1999.
- [5] Brander, T., Calonijs, K., Kantola, L., Karjalainen, J.-P., Kortelainen, J., Lehtonen, M., Sippola, M., Söderström, P., Timperi, A., Vessonen, I. *Funktionaalisten materiaalien mahdollisuudet lujitemuovisessa toimirakenteessa*. Espoo: Otamedia Oy, 2004. 222 s. ISBN 951-38-6477-4.
- [6] Bryant, R., Cano, R., Gates, T., Hinkley, J., Rogowski, R., Simpson, J., Whitley, K., Wise, S. *Innovative Materials for Aircraft Morphing*. NASA Langley Technical Report Server, 1998.
- [7] Crossley, W., Joshi, S., Ramakrishnan, S., Tidwell, Z. *Comparison of Morphing Wing Strategies Based Upon Aircraft Performance Impacts*. In: 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, Palm Springs, California, 19.–22. huhtikuuta 2004. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [8] Friend, E., Lokos, W., Powers, S., Webb, L. *Flight Test Results From a Supercritical Mission Adaptive Wing With Smooth Variable Camber*. NASA Dryden Flight Research Center, 1992.

- [9] Gilyard, G. *In-Flight Transport Performance Optimization: An Experimental Flight Research Program and an Operational Scenario*. NASA Dryden Flight Research Center, 1997.
- [10] Guion, A., Hanna, C., Heulitt, N., Hutapea, P., Kim, J. *Development of a smart wing*. Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal, 2008. Vol. 80, no. 4, p. 439–444. ISSN 1748-8842.
- [11] Han, J., Lee, I., Yang, S. *Characteristics of smart composite wing with SMA actuators and optical fiber sensors*. International Journal of Applied Electromagnetics and Mechanics, 2006. Vol 23, p. 177–186.
- [12] Harrison, J., Horta, L., McGowan, A.-M., Raney, D. *Research Activities within NASA's Morphing Program*. In: RTO AVT Specialists' Meeting on "Structural Aspects of Flexible Aircraft Control", Ottawa, Canada, 18.–20. lokakuuta 1999.
- [13] Hoffren, J., Laine, S., Renko, K. *Lentokoneen aerodynamiikka ja lentomekaniikka*. 1. painos. Helsinki: WSOY Oppimateriaalit Oy, 2006. 434 s. ISBN 951-0-31376-9.
- [14] Meguid, S., Sofla, A., Tan, K., Yeo, W. *Shape Morphing of aircraft wing: Status and challenges*. Materials and Design, 2010. Vol. 31, p. 1284-1292.
- [15] Raymer, D. P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Fourth Edition. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2006. 838 s. ISBN 1-56347-829-3.
- [16] Saarela, O. *Lentokonerakenteet*. Espoo 2009, Teknillinen korkeakoulu. Opetusmoniste. 186 s.
- [17] Smart Material. *Smart Material – Home of the MFC*. [viitattu 11.12.2012]. Saatavissa: <http://www.smart-material.com/MFC-product-main.html>
- [18] Weisshaar, T. A. *Morphing Aircraft Technology – New Shapes for Aircraft Design*. In Multifunctional Structures / Integration of Sensors and Antennas. Meeting Proceedings RTO-MP-AVT-141, Overview 1. Neuilly-sur-Seine, France, 2006. pp. O1-1 – O1-20.

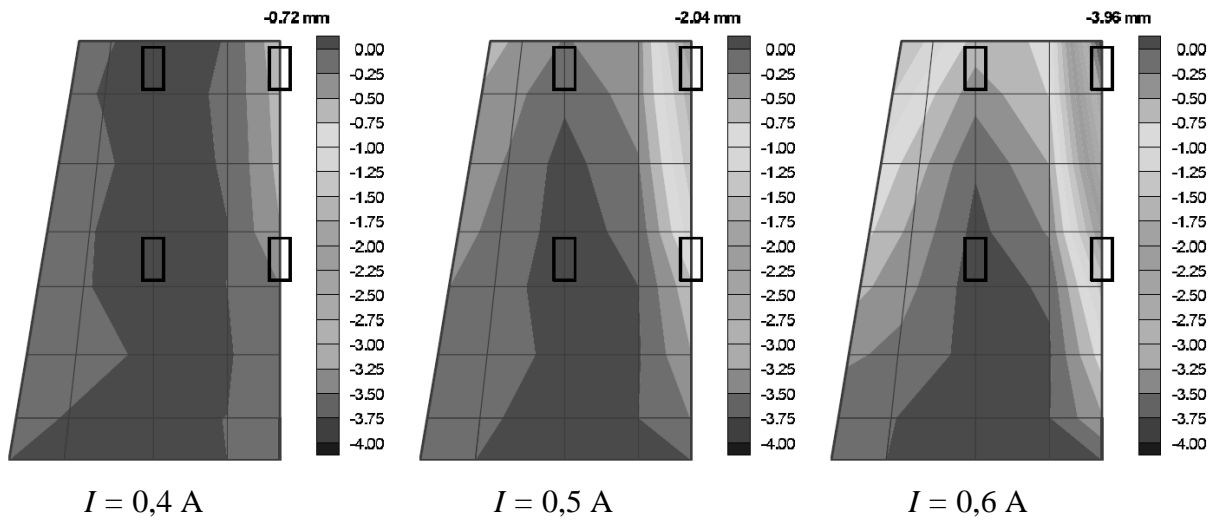
LIITTEET

LIITE 1. Mukautuvien etureunojen aerodynaaminen suorituskyky

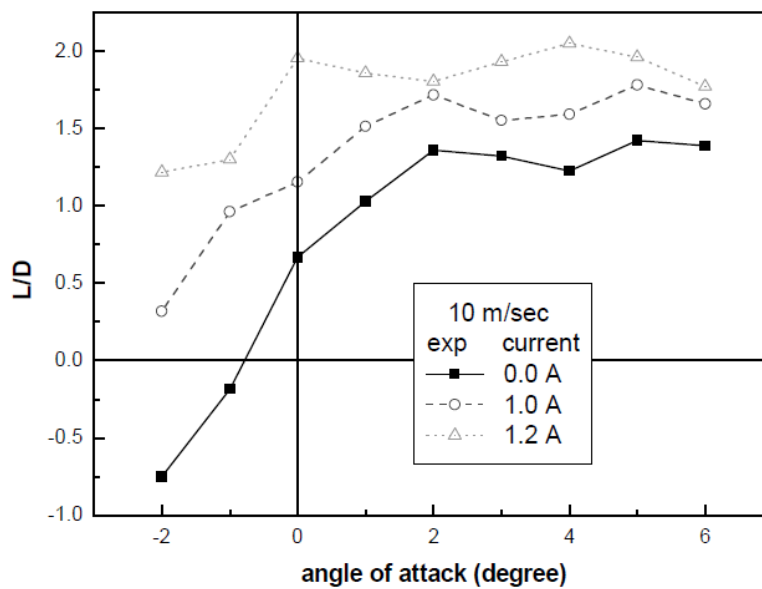
LIITE 2. Muistimetallitoimisesti mukautuvan siipiprofiilin muodonmuutos eri aktivaatiovirroilla ja nostovoima-vastuskerroin kohtauskulman funktiona eri aktivaatiovirroilla



Mukautuvien etureunojen aerodynaaminen suorituskyky [2]



Muistimetallitoimisesti mukautuvan siipiprofiilin muodonmuutos eri aktivaatiovirroilla [11]



Nostovoima-vastuskerroin kohtauskulman funktiona eri aktivaatiovirroilla [11]